



Université
de Toulouse

THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace (ISAE)

Présentée et soutenue par :

Irène MAILLET

le lundi 8 avril 2013

Titre :

Propagation de délaminage par fatigue vibratoire dans un matériau composite

École doctorale et discipline ou spécialité :

ED MEGeP : Génie mécanique, mécanique des matériaux

Unité de recherche :

Institut Clément Ader

Directeur(s) de Thèse :

M. Yves GOURINAT (directeur de thèse)

M. Laurent MICHEL (co-directeur de thèse)

Jury :

M. Claude BATHIAS - Président du jury

M. Lamine BOUBAKAR - Rapporteur

M. Peter DAVIES - Rapporteur

M. Yves GOURINAT - Directeur de thèse

M. Laurent MICHEL - Co-directeur de thèse



Université
de Toulouse

THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace (ISAE)

Présentée et soutenue par :

Irène MAILLET

le lundi 8 avril 2013

Titre :

Propagation de délaminage par fatigue vibratoire dans un matériau composite

École doctorale et discipline ou spécialité :

ED MEGeP : Génie mécanique, mécanique des matériaux

Unité de recherche :

Institut Clément Ader

Directeur(s) de Thèse :

M. Yves GOURINAT (directeur de thèse)

M. Laurent MICHEL (co-directeur de thèse)

Jury :

M. Claude BATHIAS - Président du jury

M. Lamine BOUBAKAR - Rapporteur

M. Peter DAVIES - Rapporteur

M. Yves GOURINAT - Directeur de thèse

M. Laurent MICHEL - Co-directeur de thèse

Remerciements

Certains pensent que la thèse est un travail solitaire et imaginent le thésard comme un être bizarre au teint pâle, affairé nuit et jour sur son ordinateur dans un bureau sans fenêtre. Ces trois dernières années m’auront prouvé le contraire : le travail de thésard est avant tout un travail de groupe. C’est pourquoi je ne peux terminer ce mémoire sans remercier toutes les personnes qui m’ont aidée, portée et supportée pendant cette grande aventure.

Merci à Yves Gourinat, mon directeur de thèse, pour avoir fait en sorte que je décroche cette thèse et pour le soutien et l’écoute que tu as pu m’apporter.

Une mention très spéciale pour Laurent Michel, mon co-directeur de thèse, un grand merci pour tes conseils et ta patience. Tu as su me laisser la liberté de faire mes choix, tout en restant très impliqué dans mon travail. Merci de m’avoir donné confiance en moi et de m’avoir transmis le virus de la recherche !

Merci à Mathieu Fressinet, mon correspondant à DGA Techniques Aéronautiques, pour t’être intéressé à mon sujet, avoir mis en place le financement pour les essais et aussi pour nos discussions autour de mon avenir à la DGA.

Je tiens bien sûr à remercier l’ensemble des membres du jury pour s’être intéressé à mon travail de thèse. Merci à Peter Davies et Lamine Boubakar de m’avoir fait l’honneur d’évaluer mon travail en tant que rapporteur ainsi qu’à Claude Bathias pour avoir accepté de présider mon jury de thèse.

Merci à Didier Barreau, mon actuel chef de département à DGA Techniques Aéronautiques, pour m’avoir permis de terminer la rédaction de ce mémoire et la préparation de ma soutenance dans les meilleures conditions.

Je voudrais de plus remercier tout le service du DMSM de l’ISAE pour l’accueil chaleureux dont j’ai bénéficié, et l’enrichissement personnel que vous m’avez apporté autant humainement que scientifiquement pendant ces trois années.

Merci à toute l’équipe de recherche et plus particulièrement à Frédéric Lachaud, Robert Piquet, Michel Salaun, Joseph Morlier et Guilhem Michon pour l’aide précieuse que vous m’avez fournie dans vos différents domaines d’expertise me permettant d’avancer sereinement dans mon travail.

Un grand merci à l’équipe technique pour avoir mis tout en œuvre pour m’aider à réaliser mes essais. Merci à Michel Labarrère, Thierry Martin, Daniel Boitel, Marc Chartrou et Joël Xuereb pour vos coups de main en contrôle non-destructif et en instrumentation. Merci à Pierre Erizé pour ton implication dans le maintien des moyens d’essai du labo et pour le temps passé à trouver des solutions pour mes essais.

Enfin, merci à toute l’équipe de l’atelier, Daniel Gagneux, Bernard Rivière, Philippe Corria et Philippe Henrich, pour votre aide dans la définition des montages d’essai, pour votre réactivité en fabrication sur mes demandes toujours urgentes et pour nos repas de midi dans la bonne humeur, intermède indispensable de la journée.

Je tiens aussi à remercier les stagiaires qui ont participé à ce travail de recherche : Lazaar Mejri, Nikhil Banerji et Martin Aubé.

Je n’oublie pas l’équipe soutien. Merci à Vincent Lenain d’avoir toujours répondu à mes appels désespérés pour des dépannages informatiques au pied levé. Merci aussi à Marie-Odile

Monsu, pour ta bonne humeur et tes coups de mains dans les papiers administratifs où j'avais vite fait de me noyer.

Un grand merci à tous les thésards qui m'ont accompagnée tout au long de cette thèse : Nathalie Wojtowicz ma co-bureau qui a le mérite de nous avoir supportés mon chantier et moi pendant plus de 2 ans ! Soraya Catché mon équipière du RAID ISAE grâce à qui j'ai maintenu un entraînement assidu ! Nicolas Roussouly, Thomas Poumadère, Grégory Aldebert, Simon Foucault, Leonardo Sanches, Eric Vermesse, Samuel Pin, Cheng Chen, Sylvain Dubreuil, Jean-Philippe Crété, Florent Blanchet, Isabelle Danis, Pablo Navarro, Teddy Lisle, Thomas Rouault, Amélie Kolopp, Julien Aubry, Kamel Moussaoui... pour votre soutien lors des découragements, pour les soirées cohésion ; ces années n'auraient pas été les mêmes sans vous !

Merci à toute l'équipe vibration de DGA Techniques Aéronautiques pour m'avoir accueillie chaleureusement dans votre service et plus particulièrement à Michel Panis, Germain Rico et Frédéric Souric pour votre disponibilité et votre expertise.

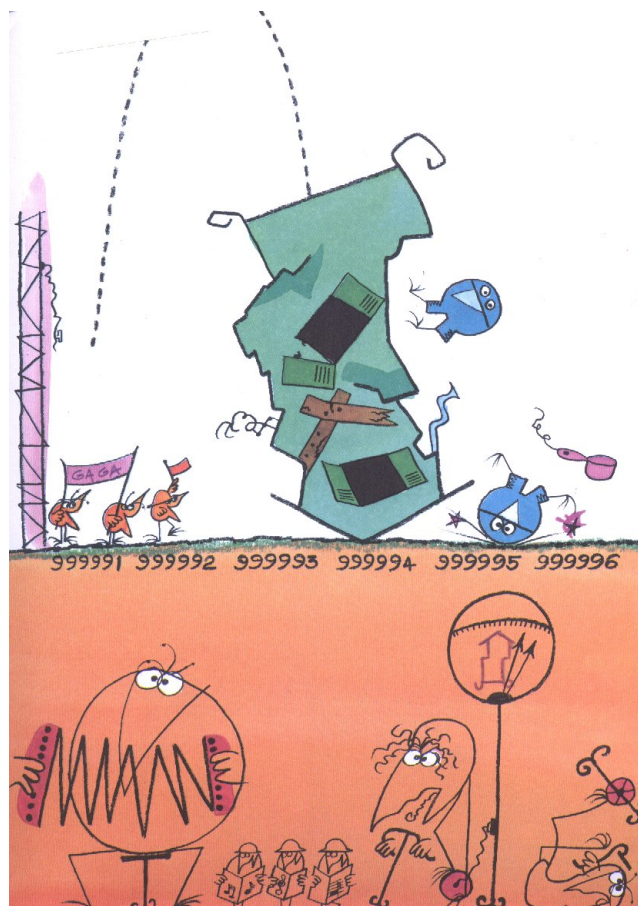
Et parce que dans un travail de longue halène comme une thèse, il faut savoir s'octroyer des moments de détente, merci à Bernard, Fifi, Fiftoun, Daniel, Soso, Nath, Isa, Jean-Marie, Gilles, Germain, Fredo, Estelle, Nico et Anne-Laure, Johann, Matthieu et Céline, Baptiste et Marlène, Nicolas et Cécile, Damien et Chloé, Thomas, Delphine, Jean-Patrick et Maryvonne, Martine et Gérard... et tous les autres... pour les repas détente, les sorties moto, les sorties sportives, les moments guitare, les soirées jeux, les apéros et plus encore !

Je remercie toutes les personnes qui m'ont guidée dans mon parcours. Je pense surtout à Georgé Devos professeur inoubliable de mes années lycée, pour m'avoir donné envie de poursuivre des études scientifiques.

Un grand merci à ma famille toujours présente et attentive. Merci à mes parents, pour votre soutien indéfectible et votre exigence dans mes résultats scolaires qui m'ont permis d'aller au bout de mes rêves. Merci à mes grands-parents, pour la fierté que je lis dans vos yeux qui me pousse à aller toujours plus loin. Merci à mon papa de prépa et maintenant beau-frère pour m'avoir démontré que bien que la prépa ne soit pas une colonie de vacances ce n'est pas non-plus un camp de travail. Merci à ma sœur pour l'émulation positive qui est née entre nous et pour ton écoute permanente.

Merci enfin à Jean-Yves pour avoir suivi de près cette aventure, pour ton aide inconditionnelle, tes attentions, tes encouragements, tes coups de gueule aussi lors de mes retours tardifs. Parce qu'une thèse dans un couple est parfois difficile à gérer de par le stress surtout... et que deux thèses ça devient sport ! Pour nos moments de doutes qui nous auront fait avancer et prendre conscience de l'importance d'être deux, nous deux, ensemble.

A vous tous...



*« Ce n'est qu'en essayant continuellement que l'on finit par réussir.... En d'autres termes...
Plus ça rate et plus on a de chances que ça marche... »*

Les shadoks.

Table des matières

Table des figures	xiii
Liste des tableaux	xv
I Introduction et Contexte	1
1 Introduction	3
2 Contexte	7
2.1 Le matériau composite	7
2.2 Fatigue et certification avion	14
2.3 Bilan	21
II Caractérisation de la propagation de délaminage en vibratoire	23
3 État de l’art : Caractérisation du délaminage	25
3.1 Les essais classiques	25
3.2 Calcul du taux de restitution d’énergie	28
3.3 Influence des paramètres d’essai	32
3.4 Bilan	37
4 Matériau et moyens d’essais	41
4.1 Matériau et éprouvettes	41
4.2 Moyens d’essais	42
5 Caractérisation du Mode I sous chargement monotone	47
5.1 Essais Quasi-statiques (Standards ASTM)	47
5.2 Vitesse de chargement	49
5.3 Modélisation des essais de vitesses de chargement	58
5.4 Bilan	65
6 Caractérisation de fatigue en Mode I	67
6.1 Essais de fatigue classique	67
6.2 Caractérisation en fatigue vibratoire	71
6.3 Comparaison des résultats en fatigue	77
6.4 Bilan	79
7 Caractérisation en Mode II	81
7.1 Caractérisation classique du Mode II	81
7.2 Caractérisation en fatigue vibratoire	86
7.3 Comparaison des résultats en fatigue	90
7.4 Bilan	94

III	Modèles numériques de propagation sous sollicitation vibratoire	97
8	État de l'art : Réponse vibratoire de structures délaminées	99
8.1	Modélisation analytique	99
8.2	Effet du délaminage sur les paramètres modaux	102
8.3	Bilan	105
9	Modèle linéaire : Propagation en cisaillement Mode II/III dans une plaque	107
9.1	Cas d'étude	107
9.2	Mise en place des outils	108
9.3	Résultats	112
9.4	Bilan	122
10	Mise en place des modèles numériques non-linéaires temporels	123
10.1	Modèle Chung-Hulbert	123
10.2	Modèle Contact-Newton	126
10.3	Comparaison des modèles sur chocs périodiques	130
10.4	Bilan	133
11	Validation des modèles : vibration d'une poutre délaminée	135
11.1	Présentation de l'essai [74]	135
11.2	Fréquence de résonance	136
11.3	Déformée	138
11.4	Taux de restitution d'énergie	140
11.5	Bilan	143
IV	Application structure et perspectives	145
12	Application de la méthode d'essai à une zone de reprise de plis	147
12.1	Éprouvettes d'essai	147
12.2	Mise au point de l'essai de reprise de plis	150
12.3	Résultats d'essais	153
12.4	Modélisation des essais de propagation (RPd)	159
12.5	Bilan	166
13	Conclusion et perspectives	167
	Bibliographie et Annexes	173
	Bibliographie	173
A	Fabrication des éprouvettes	179
B	Essais complémentaires de taux de chargement	183
C	Système d'essai en mode I de fatigue vibratoire	189
D	Modélisation numérique	191
D.1	Discrétisation	191
D.2	Analyse modale	193
D.3	Analyse temporelle	193
E	Déformée modale des poutres délaminées sur leur mode fondamental	199

Table des figures

1.1	Organisation du mémoire de thèse	5
2.1	Constituants d'un matériau composite	8
2.2	Pli UD	8
2.3	Stratifié	8
2.4	Les types de rupture à l'échelle du stratifié [79]	9
2.5	Les différentes échelles	9
2.6	Processus d'endommagement d'un laminé [68]	10
2.7	Mécanismes d'endommagement accompagnant le délaminage[27]	10
2.8	Processus d'endommagement contraintes faibles observé par (a) microscope et (b) rayons X [35]	11
2.9	Sources de délaminages : discontinuités géométriques ou matériaux [64]	11
2.10	Modes de rupture élémentaires	12
2.11	Fissure dans une plaque (2D)	13
2.12	Chargement cyclique	14
2.13	Courbe de Wöhler	14
2.14	Courbe de Paris	15
2.15	Essai vibratoire à résonance configuration uni-axiale [28]	16
2.16	Machine de fatigue piézoélectrique [10]	17
2.17	Résultats d'essai de Michel et al. [58]	18
2.18	Fatigue et tolérance aux dommages	19
2.19	Résistance après impact composite/métallique [70]	20
2.20	Visibilité de l'endommagement/Résistance à la compression après impact [70]	20
3.1	DCB	26
3.2	Essais de Mode II	26
3.3	Diagramme force-déplacement	29
3.4	Moments de flexion en front de fissure	30
3.5	Méthode de calcul de taux de restitution d'énergie VCE [72]	31
3.6	Loi bilinéaire	32
3.7	Étude de la surface pour le calcul du G_c [27]	33
3.8	Diffusion de l'endommagement en pointe de fissure [27]	33
3.9	Zones de comportement à rupture suivant le taux de chargement $\frac{dG_{Ic}}{dt}$ [44] . .	34
3.10	Taux de chargement et vitesse de propagation matériau GFRP en Mode II [54]	36
3.11	Comparaison des ΔG en Mode II [67]	37
3.12	Comparaison des ΔG en Mode I [67]	37
3.13	Démarche	38
4.1	Matériau T700/M21 (coupe perpendiculaire au sens fibre)	42
4.2	Éprouvette composite : $2h = 5mm$, $b = 25mm$, $L = 180mm$	42
4.3	Dispositif d'essai hydraulique	42
4.4	Système de chargement DCB	43
4.5	Éprouvette DCB (blocs de charge et jauge de fissure)	43
4.6	Système 3-ENF $L = 50mm$	44

4.7	Éprouvette ENF graduation pour le suivi de fissure	44
4.8	Dispositif d'essai vibratoire	44
4.9	Décalage fréquentiel dû à une propagation de délaminage	45
5.1	Résultats des essais standards	48
5.2	Essais préliminaires en vitesse de chargement	49
5.3	Chargement basses vitesses (2 ^e lot de T700/M21)	51
5.4	Surfaces de rupture matériau $V_s = 0.01mm/s$	51
5.5	Surfaces de rupture matériau	52
5.6	Chargement hautes vitesses (2 ^e lot de T700/M21)	53
5.7	Fractographies instabilités	54
5.8	Rugosité de faciès et comportement de propagation dans les zones charnières	55
5.9	Type de propagation en fonction de la vitesse de chargement	55
5.10	Comparaison de la T700/M21 avec la T300/2500 [44]	56
5.11	Surfaces de rupture matériau	56
5.12	Structure du matériau T700/M21 (coupe perpendiculaire aux fibres)	57
5.13	Zone fibreuse	57
5.14	Modélisation de l'éprouvette	58
5.15	Influence de la forme du chargement haute vitesse	59
5.16	Identification numérique du module de flexion	59
5.17	Influence du paramètre σ_0	60
5.18	Influence du paramètre σ	60
5.19	Vitesse de de déplacement en ouverture pour différentes vitesses de sollicitation	61
5.20	G en fonction de la vitesse de déformation	62
5.21	Chargement lent	63
5.22	Chargement intermédiaire	64
5.23	Chargement rapide	64
5.24	Effort-Déplacement	65
6.1	Courbe de seuils de propagation G-N en Mode I à $10Hz$ et $R = 0.1$	68
6.2	Loi de Paris Normalisée en Mode I à $10Hz$ et $R = 0.1$	69
6.3	Traitement des données pour tracer la courbe $G - N$ en Mode I	70
6.4	Courbe $G - N$ standard et courbe extraite des résultats de Paris à $10Hz$ et $R = 0.1$ en Mode I	70
6.5	Schéma cinématique du système d'essai en Mode I	71
6.6	Définition du cycle de sollicitation	72
6.7	Éprouvette essai dynamique Mode I	72
6.8	Réglage de la position d'équilibre	73
6.9	Fonction de transfert du système	74
6.10	Courbe $G - N$ à $100Hz$ avec et sans le capteur d'effort	76
6.11	Courbe $G - N$ de propagation en mode I : $10Hz$ et $100Hz$	77
6.12	Fractographies des éprouvettes de fatigue en mode I	78
6.13	Déplacement et vitesse d'ouverture de bras pour un cycle	78
6.14	Courbe $G - N$ de propagation adimensionnée par G_{Ic} : $10Hz$ et $100Hz$	79
7.1	Complaisance expérimentale en Mode II	82
7.2	Courbe R en Mode II	82
7.3	Système d'observation de la longueur de fissure	83
7.4	Courbe Effort-Déplacement critique	83
7.5	Déplacements maximaux imposés en fatigue	84
7.6	Loi de Paris normalisée à $10Hz$ et $R = 0.1$	85
7.7	Méthode d'exploitation pour tracer la courbe $G - N$ en Mode II	85
7.8	Courbe $G - N$ en Mode II à $10Hz$ et $R = 0.1$	86
7.9	Dispositif d'essai	86

7.10	Longueur de l'éprouvette testée ($L_0 = 152mm$ pour $260Hz$, $L_0 = 122mm$ pour $400Hz$)	87
7.11	Échauffement pour $L_0 = 122mm$ pour une amplitude de déplacement de $1,0mm$ et $1,2mm$ (de gauche à droite)	87
7.12	Procédure d'essai	87
7.13	Abaques pour les deux configurations	88
7.14	Loi de Paris Normalisée en propagation vibratoire $R = -1$	90
7.15	Courbe $G - N$ de propagation vibratoire $R = -1$	90
7.16	Lois de Paris normalisées pour les différentes fréquences : $10Hz$, $260Hz$ et $400Hz$	91
7.17	Lois de Paris en fonction de ΔG_{eq} pour les fréquences : $10Hz$, $260Hz$ et $400Hz$	92
7.18	Courbe ΔG_{eq} -N de seuils de propagation pour les fréquences : $10Hz$, $260Hz$ et $400Hz$	92
7.19	Taille des festons	93
7.20	Forme des festons et rapport de charge	93
7.21	Surfaces de rupture pour ΔG_{eq} de l'ordre de $500N/m$	94
8.1	Découpage de la poutre délaminée [96]	100
8.2	Couplage flexion-compression [60]	100
8.3	Déformée observée en essais pour un délaminage décentré (3^e mode de flexion, délaminage $\frac{3}{5}$ de la longueur de poutre) [74]	101
8.4	Modèle linéaire par morceaux [50]	101
8.5	Déplacement des deux lèvres pendant la sollicitation [86]	102
8.6	Modèle 2D hypothèse mindlin [39]	103
8.7	Décalage fréquentiel en fonction de la position dans la longueur (3^e mode de flexion) [43]	103
8.8	Courbure en fonction de la position du délaminage dans l'épaisseur et du mode de flexion [37]	104
8.9	Transformée de Fourier du signal temporel de déplacement [16]	105
9.1	Plaque étudiée	108
9.2	Maillage de la plaque	109
9.3	Modélisation du délaminage	109
9.4	Minima d'une fonction objectif	110
9.5	Méthode d'évaluation des positions optimales pour chacun des modes de résonance	111
9.6	Cisaillement au nœud de la déformée	112
9.7	Plaque encastree : Cartographie du décalage fréquentiel relatif ($R = 35mm$)	113
9.8	Plaque libre : Cartographie du décalage fréquentiel relatif ($R = 35mm$)	114
9.9	Décalages fréquentiels relatifs en fonction de R	115
9.10	Décalages fréquentiels relatifs normalisés par la valeur en $R = 35mm$ en fonction de R	115
9.11	Plaque encastree : différence de déplacement hors plan ($R = 20mm$)	116
9.12	Plaque libre : différence de déplacement hors plan ($R = 20mm$)	117
9.13	Plaque encastree : Cartographie du taux de restitution d'énergie ($R = 35mm$)	118
9.14	Plaque libre : Cartographie du taux de restitution d'énergie ($R = 35mm$)	118
9.15	Taux de restitution d'énergie en fonction de R	119
9.16	Taux de restitution d'énergie normalisés par la valeur en $R = 35mm$ en fonction de R	119
9.17	Mode 3 encastree : Évolution de G autour du délaminage	120
9.18	Mode 4 encastree : Évolution de G autour du délaminage	120
10.1	Identification de la fréquence du déplacement	124
10.2	Erreur en fréquence en fonction du nombre d'éléments	125
10.3	Élément quadrangle de degré 1	126

10.4 Élément quadrangle classique : Erreur en fréquence en fonction du nombre d'éléments	128
10.5 Élément amélioré Wilson Taylor : Erreur en fréquence en fonction du nombre d'éléments	129
10.6 Choc de Newton	129
10.7 Fonctionnement choc Éléments Finis	130
10.8 Modèle Éléments Finis	130
10.9 Modèle Masses-ressorts 1D	131
10.10 Choc de deux masses : $m_1 = m_2 = 0.01kg$, $K_1 = K_2 = 10000N/m$	131
10.11 Modèle Bloc-ressorts 2D	132
10.12 Choc de deux masses décalées de 1mm par rapport à leur position d'équilibre	132
11.1 Position du délaminage	135
11.2 Configuration d'essai	136
11.3 Fréquences fondamentales des modèles	138
11.4 Déformée poutre délaminée configuration p3 t3	139
11.5 Oscillations de la poutre délaminée autour de la fréquence porteuse (configuration : p1, t3)	139
11.6 Positions extrêmes déformée poutre délaminée configuration p3 t3	140
11.7 Configuration p3 t3	141
11.8 Amplitude de lâcher de 20% de la longueur de poutre : configuration p3 t3	142
12.1 Reprise de plis	148
12.2 Zones propices à l'initiation de délaminage	148
12.3 Géométrie demie éprouvette	148
12.4 Délaminage de la configuration RPd	149
12.5 Système de drapage des reprises de plis [90]	149
12.6 Observation des poches de résines (configuration RPd)	150
12.7 Système d'essai reprises de plis	150
12.8 Configuration d'essai	151
12.9 Non-linéarité	151
12.10 Endommagement et non-linéarité	152
12.11 Évolution de l'amortissement (configuration RPd)	152
12.12 Observation thermique	154
12.13 Résultat d'essai RPd (téflon)	154
12.14 Résultat d'essai RPs (saine)	155
12.15 Balayages avec et sans retour à température ambiante	156
12.16 Comparaison échauffement	156
12.17 Endommagement RPd (téflon)	157
12.18 Endommagement RPs (saine)	158
12.19 Radiographies après essai	159
12.20 Modélisation de la configuration RPd	159
12.21 Stratégie	160
12.22 Cycles de taux de restitution d'énergie	162
12.23 Criticité du rapport de charge	162
12.24 Modélisation essai E9-10RPd avec $G_{Ip} = 300N/m$ (délaminage initial de 3mm)	164
12.25 Modélisation essai E9-10RPd avec $G_{Ip} = 400N/m$ (délaminage initial de 3mm)	165
12.26 Modélisation essai E9-10RPd avec délaminage initial de 5.5mm	166
A.1 Préparation moule/plaque/tissus d'environnement	179
A.2 Mise sous presse	179
A.3 Cycle de polymérisation	180
A.4 Plan de découpe	180
B.1 Vitesse= 0.006mm/s	184

B.2	Vitesse= 0.01mm/s	184
B.3	Vitesse= 0.1mm/s	185
B.4	Vitesse= 0.5mm/s	185
B.5	Vitesse= 1mm/s	186
B.6	Vitesse= 5mm/s	186
B.7	Vitesse= 50mm/s	187
B.8	Vitesse= 150mm/s	187
C.1	Principe du système d'essai	189
C.2	Guidage de l'axe	190
C.3	Fixations ressort	190
D.1	Élément quadrangle de degré 1	191
D.2	Modélisation du délaminage	193
D.3	Newton-Raphson initiale	195
D.4	Modèle de contact masse-ressort [92]	195
D.5	Méthode des multiplicateurs de Lagrange [92]	196
D.6	Méthode de pénalité [92]	197
E.1	Position du délaminage	199
E.2	Modèle Chung-Hulbert : Déformées position p1	200
E.3	Modèle Newton : Déformées position p1	200
E.4	Modèle Chung-Hulbert : Déformées position p2	201
E.5	Modèle Newton : Déformées position p2	201
E.6	Modèle Chung-Hulbert : Déformées position p3	202
E.7	Modèle Newton : Déformées position p3	202
E.8	Modèle Chung-Hulbert : Déformées position p4	203
E.9	Modèle Newton : Déformées position p4	203

Liste des tableaux

4.1	Caractéristiques du T700/M21	41
4.2	Caractéristiques du lot étudié	42
7.1	Éprouvettes utilisées pour tracer la courbe R	81
9.1	Fréquences de résonance plaque saine	115
9.2	Déplacements maximaux des 4 premiers modes de la plaque encastree	120
9.3	Taux de restitutions maximaux disponibles pour les 4 premiers modes de la plaque encastree ($R = 35mm$)	121
9.4	Paramètres nécessaires pour atteindre $G = 100N/m$ pour les différents rayons	121
10.1	Caractéristiques du matériau utilisé	132
11.1	Longueur de délaminage	136
11.2	Propriétés matériau T300/934	136
11.3	Fréquence de résonance [Hz] : Position p1	137
11.4	Fréquence de résonance [Hz] : Position p2	137
11.5	Fréquence de résonance [Hz] : Position p3	137
11.6	Fréquence de résonance [Hz] : Position p4	137
B.1	Éprouvettes et taux de chargement	183
B.2	Zones de stabilité/instabilité	183
E.1	Longueur de délaminage	199
E.2	Propriétés matériau T300/934	199

Première partie

Introduction et Contexte

Chapitre 1

Introduction

Les matériaux composites sont de plus en plus utilisés dans l’aéronautique car ils allient légèreté, raideur et adaptabilité aux efforts ; des avions tout composite sont même en court de certification (Airbus A350, Boeing 787). Ces structures sont soumises à divers chargements dont la fatigue sonique due aux phénomènes aéro-acoustiques. Les charges générées par les vibrations de flexion induites sont faibles, mais répétées à haute fréquence et peuvent donc être à l’origine d’amorçage ou de propagation de défaut en peu de temps [31].

Les industriels de l’aéronautique prennent en compte la fatigue sonique lors du dimensionnement en s’assurant qu’aucune initiation de défaut n’ait lieu sur les organes les plus critiques en dessous de 10^{10} cycles de sollicitation. Le délaminage est un dommage critique pour les matériaux composites qui n’est pas toujours détectable sur une structure. Or, la certification avion impose une non-propagation de ce type de défaut entre deux inspections [4]. Même si la fatigue sonique n’est pas actuellement considérée comme un cas de charge dimensionnant, l’utilisation des composites dans des zones à faible épaisseur telles que le fuselage et la reconfiguration possible des moteurs plus près du fuselage peuvent faire émerger des cas pour lesquels cette problématique doit être envisagée. Il paraît donc nécessaire de mettre au point des méthodes permettant d’évaluer la possibilité de propagation de délaminage dans une structure soumise à un chargement vibratoire.

L’objectif de ce travail est donc de mettre en place une méthode permettant d’étudier la propagation de délaminage sous chargement vibratoire.

- L’étude de la propagation du délaminage à fréquence élevée est une étape essentielle pour appréhender les phénomènes mis en jeu dans une structure composite sous sollicitation vibratoire. Il est donc indispensable de mettre en place les outils et méthodes expérimentales permettant de traiter cet aspect. Les effets induits par la fréquence : échauffement, vitesse de chargement doivent être aussi investigués afin de permettre la détermination de caractéristiques matériaux satisfaisantes sur un type de matériau composite couramment utilisé dans le domaine aéronautique.
- Des outils numériques permettant d’étudier la propagation d’un délaminage dans une structure soumise à un chargement vibratoire doivent être mis en place et utilisés pour explorer les possibilités de propagation dans différents cas d’étude représentatifs.
- A l’aide des approches expérimentales et numériques mises en place et des données matériau identifiées, l’analyse peut être conduite sur un cas réel de structure afin d’en évaluer l’intérêt et les limitations.

Pour présenter ce travail, le mémoire est composé de quatre parties.

Dans la *première partie*, le contexte général de l’étude va être exposé (Chapitre 2). Les matériaux composites seront présentés dans leur généralité. Après avoir fait un inventaire non exhaustif de leurs constituants, les mécanismes de rupture propres à ce type de matériau seront expliqués. Ensuite, un point sera fait sur la fatigue des matériaux en général, puis sur la fatigue sonique qui est due à une sollicitation à faible charge et à fréquence élevée. Les nouveaux moyens d’essai mis au point pour étudier la fatigue à très grand nombre de cycles

seront alors détaillés, ainsi que les premiers résultats obtenus sur les matériaux composites. Enfin, les règles de certification avion et notamment les problématiques liées à l'utilisation de ce type de matériau seront détaillées.

La *deuxième partie* porte sur les essais de caractérisation de la propagation de délaminage de Mode pur sous sollicitation vibratoire et traite aussi de l'effet de la fréquence de sollicitation sur le comportement matériau. Un état de l'art propre au domaine de la caractérisation matériau permettant de guider les choix expérimentaux sera d'abord exposé (Chapitre 3). Après un point sur le matériau et les éprouvettes, les dispositifs d'essais utilisés seront globalement présentés dans le Chapitre 4. Les effets de la sollicitation à haute fréquence peuvent se décliner en deux principaux : l'effet de la génération de chaleur dans le matériau et celui de la vitesse de chargement [75]. L'effet de la vitesse de chargement, particulièrement présent en Mode I, sera étudié dans le Chapitre 5. Les résultats des essais réalisés pour identifier l'influence de la vitesse de chargement sur le comportement du matériau seront présentés et expliqués à l'aide de l'étude des fractographies. Puis, ils seront modélisés pour identifier la loi entre comportement et vitesse de déformation sur le logiciel Eléments Finis Samcef à l'aide d'éléments cohésifs. La suite de cette partie du mémoire traitera de l'effet de la fréquence sur la caractérisation en fatigue par analyse comparative des résultats d'essais basse et haute fréquences. La mise au point des essais vibratoires de propagation de délaminage en Modes purs, leur exploitation et la comparaison avec les essais hydrauliques classiques seront détaillées. Les faciès de rupture seront étudiés pour appuyer les résultats d'essai. Le Chapitre 6 traitera de la fatigue en Mode I tandis que le Chapitre 7 portera sur celle en Mode II.

La *troisième partie* s'attache à la mise au point des modèles numériques de propagation vibratoire. Un état de l'art sur les modèles de propagation et de sollicitation vibratoire sera d'abord réalisé (Chapitre 8). Dans le Chapitre 9 un modèle numérique linéaire est mis en place sur le logiciel Samcef couplé à un algorithme d'optimisation pour évaluer la possibilité de propagation d'un délaminage positionné au milieu de l'épaisseur d'une plaque quasi-isotrope composite soumise à ses modes de vibration. Dans cette configuration, le délaminage est donc chargé en cisaillement pur (Mode II et Mode III). Il apparaît que la propagation d'un délaminage noyé sous ces conditions de sollicitation est peu probable. La participation du mode I, qui est le plus critique, doit donc être prise en compte dans la modélisation. La participation du Mode I, qui est le plus critique, doit donc être prise en compte dans la modélisation. Pour permettre la représentation d'une ouverture de délaminage pendant une sollicitation vibratoire, deux modèles non-linéaires temporels avec gestion des contacts sont mis au point et comparés dans le Chapitre 10. La gestion des contacts dans une structure composite sous sollicitation cyclique est un problème de modélisation largement étudié dans la littérature [50, 16]. Dans un premier cas, la stabilité du contact est obtenue grâce à l'utilisation de la méthode d'intégration de Chung-Hulbert [38] qui permet un amortissement des hautes fréquences. Dans le deuxième cas elle est assurée par une nouvelle définition du contact qui permet la conservation des énergies pendant le choc. Le Chapitre 11 portera sur la validation de ces modèles par confrontations aux résultats expérimentaux tirés de l'étude sur la vibration de poutres composites délaminiées réalisée par Shen et Grady [74]. Une fois les modèles temporels validés, le calcul d'énergie disponible pour la propagation sera pris en compte et la possibilité de propagation sur ce cas d'essai sera évaluée.

La *dernière partie* de ce mémoire de thèse porte notamment sur une application structure. Un des modèle mis en place dans la partie précédente est utilisé dans le Chapitre 12 pour étudier la propagation de délaminage dans une poutre composite comprenant une zone de reprise de plis et sollicitée sur son premier mode de flexion. Des essais d'endurance à résonance sont d'abord réalisés à l'aide d'un pot vibrant sur une reprise de plis possédant un délaminage initial ou non. La propagation du délaminage pendant l'endurance est ensuite modélisée à l'aide du modèle numérique couplé à un critère de propagation en Mode mixte. Les données matériau utilisées pour cette étude sont tirées des résultats de la Partie II. Finalement les conclusions et perspectives de ce travail seront données.

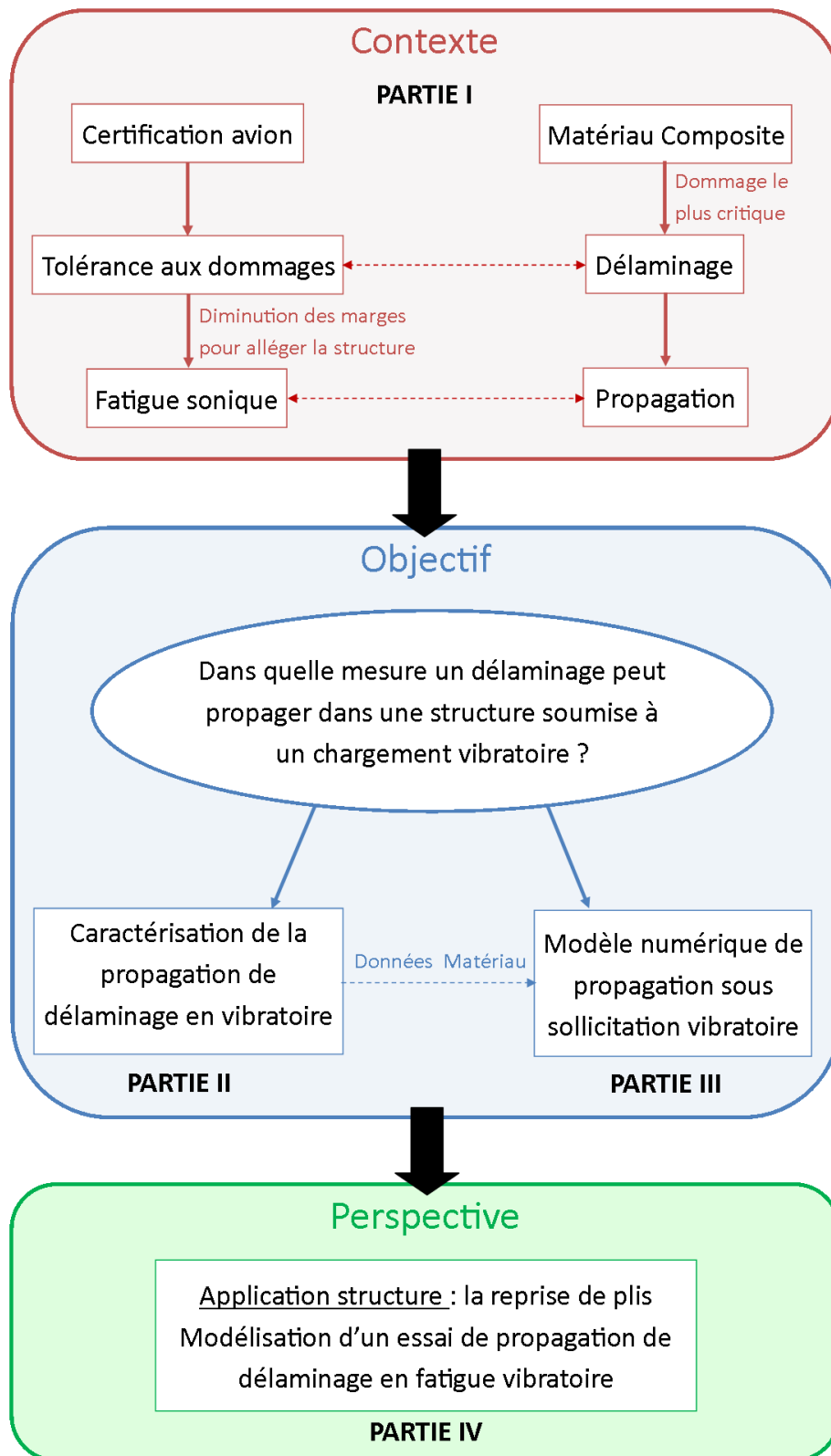


FIGURE 1.1 – Organisation du mémoire de thèse

Chapitre 2

Contexte

Sommaire

2.1	Le matériau composite	7
2.1.1	Définition	7
2.1.2	Mécanismes de rupture	9
2.1.3	Le délaminage	11
2.2	Fatigue et certification avion	14
2.2.1	La fatigue	14
2.2.2	La tolérance aux dommages	18
2.3	Bilan	21

Ce chapitre présente tout d'abord la nature du matériau composite et ses mécanismes de rupture. Le délaminage qui est une dé-cohésion entre deux plis est l'endommagement le plus critique de ce type de matériau. La prise en compte de ses spécificités dans la certification avion a été indispensable avec l'utilisation de plus en plus importante de ce matériau dans l'aéronautique. Avant de détailler celle-ci, un point sera fait sur la fatigue des matériaux et plus particulièrement la fatigue sonique où la structure est sollicitée à faible charge mais haute fréquence. Les essais mis au point pour explorer la fatigue à très grand nombre de cycles seront donc détaillés et les premiers résultats sur les matériaux composites explicités.

2.1 Le matériau composite

2.1.1 Définition

Un matériau composite est par définition l'assemblage d'au moins deux matériaux non miscibles (Fig.2.1).

Il est composé :

- d'un renfort qui constitue l'ossature du matériau et lui confère ses caractéristiques mécaniques (rigidité, résistance...).

Les fibres les plus utilisées sont : les fibres de verre, les fibres de carbone, les fibres d'aramide, les fibres de bore et les fibres de carbure de silicium. Les fibres de carbone sont souvent utilisées dans l'aéronautique car elles ont d'excellentes propriétés mécaniques, une bonne tenue en température et sont insensibles à la fatigue.

- d'une matrice qui sert en général à maintenir la géométrie et à transmettre les efforts au renfort. Elle peut être métallique, céramique ou organique. Les matrices céramiques sont réservées aux applications haute température (spatial, freins...). Les matrices organiques sont les plus utilisées actuellement dans l'industrie, elles se divisent en deux groupes : les thermoplastiques et les thermodurcissables. La différence principale entre ces deux groupes est la réversibilité de la mise en forme pour les thermoplastiques alors que dans le cas des thermodurcissables la transformation est définitive. Les thermoplastiques ont l'avantage d'avoir une bonne tenue mécanique en température et d'être rapides à

mettre en œuvre, par contre, la température de moulage est élevée et le coût de la matière important. Dans la famille des thermodurcissables, la résine Époxyde possède une très bonne tenue mécanique, elle est souvent utilisée avec les fibres de carbone dans les pièces structurelles avion.

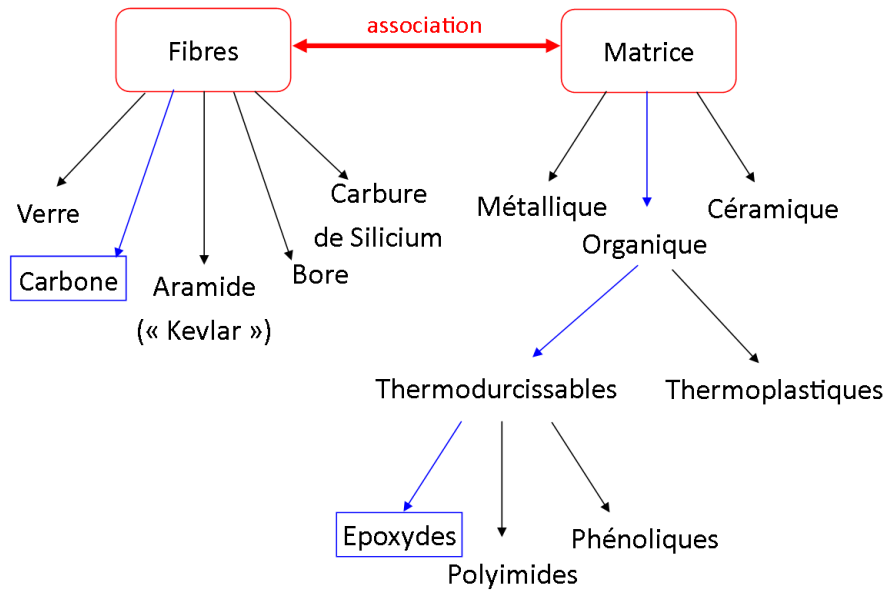


FIGURE 2.1 – Constituants d'un matériau composite

Les fibres sont assemblées sous forme de demi-produits secs (nappe unidirectionnelle, tissu ou mat) pour ensuite être imprégnées de résine. Le matériau est finalement fourni sous forme de nappes prêtes à être drapées. Des plis y sont alors découpés (Fig.2.2) puis assemblés pour fabriquer les stratifiés (Fig.2.3).

Un pli unidirectionnel (UD) a un comportement orthotrope : il a deux plans de symétrie ; son comportement varie en fonction de la direction dans laquelle il est sollicité.

Repère du pli

l : direction longitudinale

t : direction transversale

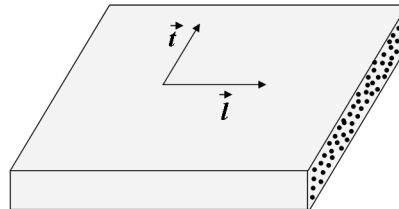


FIGURE 2.2 – Pli UD

Un stratifié est réalisé par empilement des plis UD dans des directions différentes pour l'adapter aux efforts qui vont lui être appliqués.

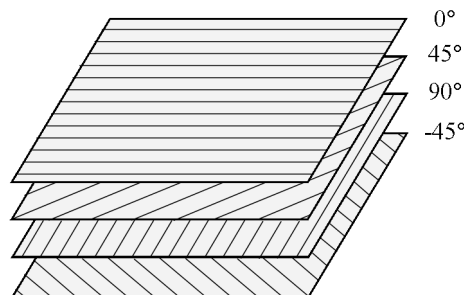


FIGURE 2.3 – Stratifié

Une fois l'empilement réalisé, il est polymérisé suivant le cycle pression-température préconisé par le fabricant.

Les matériaux composites étant de plus en plus utilisés dans l'aéronautique, l'endommagement de ce type de matériau et sa résistance aux impacts ou aux agressions environnementales sont plus que jamais des sujets d'actualité.

2.1.2 Mécanismes de rupture

Il existe trois types de rupture de matériau composite à fibres longues (Fig. 2.4) [79] :

- rupture intralaminare : à l'intérieur d'un pli, parallèlement aux fibres,
- rupture interlaminare : décohésion entre deux plis (plus couramment appelée délaminage),
- rupture des fibres du pli.

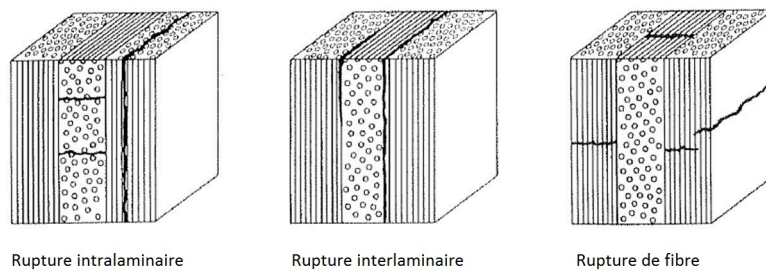


FIGURE 2.4 – Les types de rupture à l'échelle du stratifié [79]

Les mécanismes mis en jeu lors de l'endommagement débutent à l'échelle microscopique (assemblage fibre/résine) pour ensuite apparaître à l'échelle mésoscopique (pli stratifié) puis mener à la ruine du stratifié (échelle macroscopique) (Fig.2.5) [46].

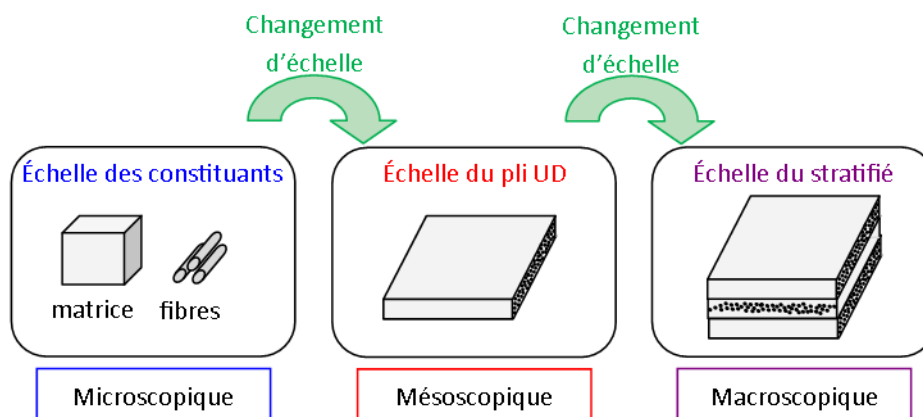


FIGURE 2.5 – Les différentes échelles

A l'échelle microscopique, lors du chargement, la matrice et l'interface fibre/matrice du stratifié sont les premières à se détériorer. Puis, ces défauts se rejoignent pour former des fissurations transverses qui peuvent se propager jusqu'aux interplis pour ensuite créer un délaminage. Le processus d'endommagement dépend du drapage, des épaisseurs des plis, du matériau. Mais généralement, sous un chargement en fatigue, le stratifié s'endommage par le processus suivant (Fig.2.6) :

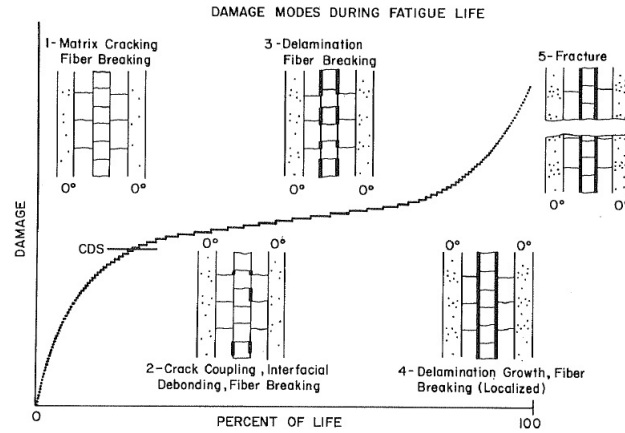


FIGURE 2.6 – Processus d'endommagement d'un laminé [68]

1. Fissuration transverse :

Pour les laminés possédant des plis désorientés des fissures transverses apparaissent préférentiellement dans les plis orientés perpendiculairement à l'effort. L'initiation se fait sur les bords de l'éprouvette, à cause des effets de bords, puis ces fissures se propagent parallèlement aux fibres des plis désorientés. Ces fissures se multiplient et évoluent jusqu'à atteindre un état de saturation appelé "characteristic damage state" (CDS). Cet état qui est une propriété du stratifié, est indépendant de l'historique du chargement. Si le cycle de chargement alterne la traction et la compression, les fissurations transverses donnent lieu à des ruptures de fibres et des décollements fibre/résine près de celles-ci.

2. Fissuration longitudinale :

Ce type de fissuration démarre de la pointe de fissure d'une fissuration transverse et se propage sur de faibles distances parallèlement aux fibres dans les plis à 0° .

3. Délaminage :

Le délaminage se développe à l'interface commune des plis lieux de fissurations transverses et longitudinales.

Les micro-mécanismes principaux qui accompagnent un délaminage sont les suivants (Fig.2.7) :

- Zone endommagée : située autour de la pointe de fissure, elle contient des microfissures de la matrice et/ou de la déformation plastique.
- Fissures latérales : une fois la pointe de fissure passée, les microfissures de la zone endommagée peuvent se transformer en fissures latérales.
- Pontage de fibre : des ponts de fibres relient les deux surfaces du délaminage ; ce phénomène apparait d'autant plus facilement que l'angle entre les orientations des plis de l'interface est faible.

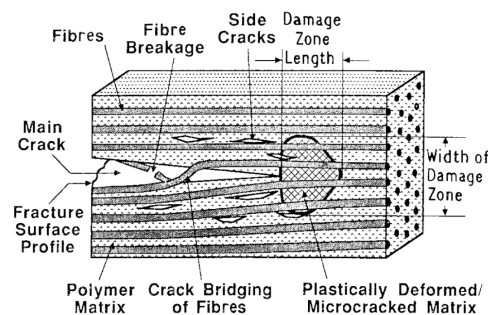


FIGURE 2.7 – Mécanismes d'endommagement accompagnant le délaminage[27]

Remarque

Hosoi et al. ont étudié le processus d'endommagement à grand nombre de cycles d'un composite quasi-isotrope CFRP pour un rapport de charge de $R = 0.1$ et sous des contraintes maximales appliquées faibles. Il a observé que dans ce cas le délaminage des bords de l'éprouvette apparaissait avant ou simultanément à la propagation de fissures transverses. (Fig.2.8) [35].

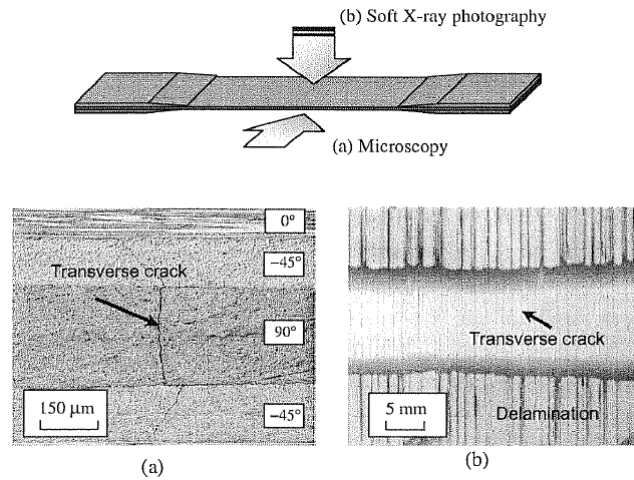


FIGURE 2.8 – Processus d'endommagement contraintes faibles observé par (a) microscope et (b) rayons X [35]

2.1.3 Le délaminage

L'apparition du délaminage est généralement due aux contraintes interlaminaires.

Certains facteurs peuvent amplifier ce phénomène (Fig.2.9) :

- discontinuités locales : défaut de fabrication, défaut de forme (trou, reprise de plis...) qui modifient le champ de contraintes,
- bords libres : effet local qui dépend fortement de la stratification,
- impact : délaminage et endommagement de la matrice qui diminuent la stabilité de la structure en compression.

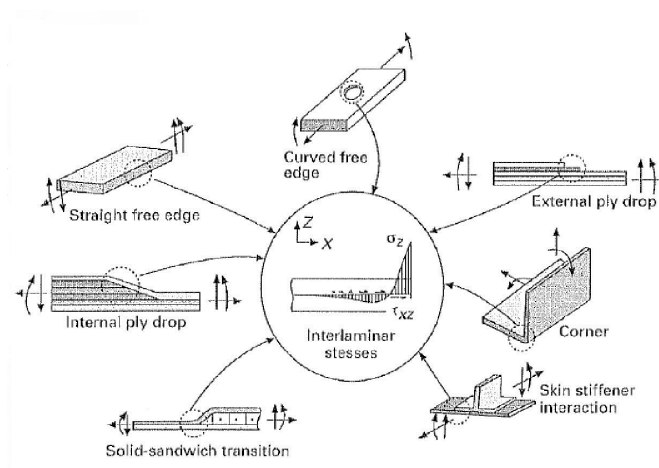


FIGURE 2.9 – Sources de délaminages : discontinuités géométriques ou matériaux [64]

Caractérisation du délaminage

La Mécanique Linéaire Élastique de la Rupture (MLER) mise en place pour la propagation de fissure dans les matériaux métalliques a été adaptée aux matériaux composites pour carac-

tériser la propagation de délaminage. Le but est de décrire les contraintes dans les matériaux fissurés afin d'établir des lois d'évolution de fissure.

Les Modes élémentaires de propagation sont les suivants (Fig.2.10) :

- Mode I : Mode d'ouverture,
- Mode II : Mode de glissement droit,
- Mode III : Mode de glissement vis.

Toutes les déformations de la pointe de fissure sont une combinaison de ces trois Modes.

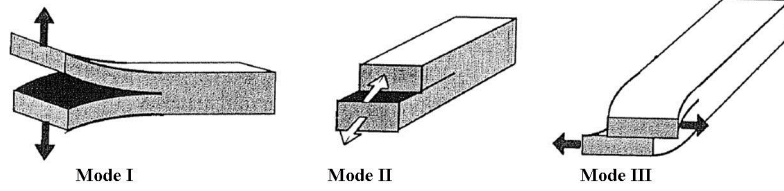


FIGURE 2.10 – Modes de rupture élémentaires

Griffith pose les bases de la MLER par son calcul énergétique de rupture. Il montre que l'énergie disponible pour créer les deux surfaces de la fissure est égale à la variation de l'énergie potentielle totale .

Le bilan énergétique pour une propagation de fissure est le suivant :

$$dU_{total} = dW_{ext} - dU_e - dU_c - 2\gamma dA \quad (2.1)$$

U_{total} : Énergie totale du système,

W_{ext} : Travail des forces extérieures appliquées lors de l'avancée de fissure,

U_e : Énergie de déformation élastique emmagasinée par le système,

U_c : Énergie cinétique,

γ : Énergie superficielle de cohésion du matériau,

$dA = B.da$: Variation de surface pendant l'avancée de fissure (da : variation de longueur de fissure, B : largeur de l'éprouvette).¹

Lorsque l'énergie cinétique du système augmente, il y a propagation de la fissure :

$$\frac{d(W_{ext} - U_e)}{dA} - 2\gamma = \frac{dU_c}{dA} \geq 0 \quad (2.2)$$

$\Pi = U_e - W_{ext}$ est l'énergie potentielle stockée par le système. On introduit alors le terme G , le taux de restitution d'énergie, qui représente l'énergie surfacique disponible pour la propagation de fissure.

$$G = -\frac{d\Pi}{dA} \quad (2.3)$$

On note R l'énergie nécessaire à la création de fissure de surface unitaire : $R = 2\gamma$

R représente la résistance à la propagation de fissure.

La fissure progresse si l'énergie apportée est suffisante pour augmenter sa longueur. Il existe donc une valeur seuil, G_c , à partir de laquelle la fissure se propage.

Remarque :

La propagation est stable lorsque $G = R$ soit $\frac{dU_c}{dA} = 0$.

Si $\frac{dU_c}{dA} > 0$, la propagation est instable et l'excès d'énergie est dépensé en énergie cinématique du front de fissure.

Irwin reprend la théorie de Griffith et y ajoute le terme d'énergie utilisée de façon irréversible pour prendre en compte la plasticité des matériaux métalliques.

Il introduit aussi la notion de facteur d'intensité de contrainte pour permettre de caractériser la distribution de contraintes aux abords du fond de fissure. Ainsi, la distribution des

1. L'énergie de création de nouvelles surfaces est $2\gamma dA$ pour l'agrandissement des deux lèvres de la fissure.

contraintes admissibles au voisinage du front de fissure est décrite par la relation suivante (Fig.2.11) [64] :

$$\sigma_{xx} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right)\right] - \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[2 + \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{3\theta}{2}\right)\right] \quad (2.4)$$

$$\sigma_{yy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 + \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right)\right] + \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{3\theta}{2}\right) \quad (2.5)$$

$$\sigma_{xy} = \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos\left(\frac{3\theta}{2}\right) + \frac{K_{II}}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 - \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \sin\left(\frac{3\theta}{2}\right)\right] \quad (2.6)$$

Remarque : $\sigma_{zz} = 0$ pour les contraintes planes et $\sigma_{zz} = \nu(\sigma_x + \sigma_y)$ pour les déformations planes.

$$\sigma_{yz} = \frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (2.7)$$

$$\sigma_{zx} = -\frac{K_{III}}{\sqrt{2\pi r}} \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (2.8)$$

où K_I , K_{II} et K_{III} sont les facteurs d'intensité de contrainte en Mode I, II et III respectivement.

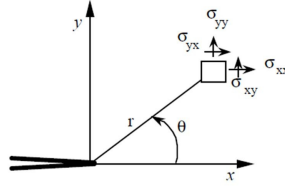


FIGURE 2.11 – Fissure dans une plaque (2D)

Un matériau se fissure quand le facteur d'intensité de contrainte atteint sa valeur critique K_c (ténacité du matériau).

Il est possible de relier K et G pour des matériaux homogènes et isotropes par la relation suivante[64] :

$$G_{total} = G_I + G_{II} + G_{III} = \frac{K_I^2}{E'} + \frac{K_{II}^2}{E'} + (1 + \nu) \frac{K_{III}^2}{E} \quad (2.9)$$

où G_I , G_{II} et G_{III} sont les taux de restitution d'énergie en Mode I, II et III respectivement.

$E' = E$ dans le cas de contraintes planes et $E' = \frac{E}{(1-\nu^2)}$ dans le cas de déformations planes (avec E le module de Young du matériau)

La méthode énergétique de Griffith est plus largement utilisée dans le calcul de la propagation de délaminage dans un matériau composite. Outre de ne pas nécessiter l'étude du champ de contraintes dans un milieu anisotrope multi-couches, elle a l'avantage d'être une méthode globale applicable à tous les matériaux fragiles (isotropes ou anisotropes).

Le fait que le matériau composite soit inhomogène et anisotrope joue un rôle important dans son endommagement pendant les chargements cycliques. L'inhomogénéité favorise le confinement des dommages et l'anisotropie rend complexe la répartition des contraintes à l'intérieur du matériau. Sa composition et sa rupture multidirectionnelle, font donc du matériau composite un matériau complexe à utiliser. Les méthodes de certification en place pour les métalliques ont dû évoluer pour s'adapter aux spécificités du composite (procédés de fabrication multiples, sensibilité aux impacts, faible conductivité...).

2.2 Fatigue et certification avion

La propagation de fissure peut être à l'origine d'accidents aériens catastrophiques. De ce fait, la certification des avions prend en compte leur résistance à la propagation de fissure : la structure doit être conçue de telle façon que tous les dommages relatifs aux opérations normales soient détectés avant que la résistance ou la raideur de la structure n'atteigne un niveau inacceptable [55].

2.2.1 La fatigue

2.2.1.1 Fatigue des matériaux

La fatigue est l'endommagement d'un matériau soumis à un chargement cyclique inférieur à sa contrainte à rupture (Fig.2.12).

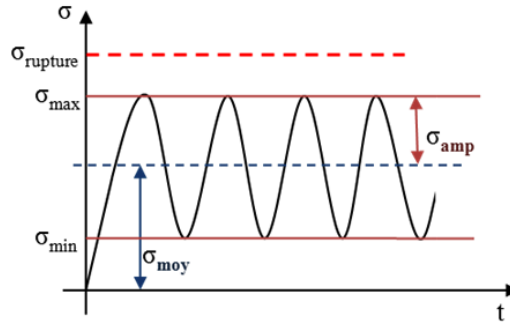


FIGURE 2.12 – Chargement cyclique

Le type de chargement est défini par le rapport de chargement :

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} \quad (2.10)$$

Les résultats matériaux sont très sensibles à ce rapport qui pilote la criticité de la sollicitation. Les essais en fatigue sont réalisés pour un rapport R constant.

Le phénomène de fatigue sur une éprouvette se décompose en trois phases : l'amorçage, la propagation de fissure et la rupture. Ainsi pour caractériser le comportement en fatigue, deux types d'essais peuvent être réalisés :

- L'essai d'amorçage permet de tracer une courbe de Wöhler. Celle-ci représente la contrainte maximale appliquée pendant un cycle de chargement en fonction du nombre de cycle nécessaires à l'apparition du défaut. Ces essais sont très consommateurs d'éprouvettes : chaque point de la courbe représente une éprouvette d'essai (Fig.2.13)

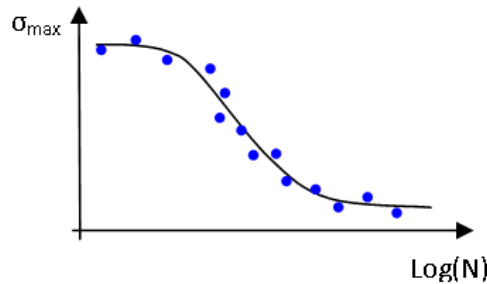


FIGURE 2.13 – Courbe de Wöhler

- L'essai de propagation exploité sous forme de courbe de Paris. Cette dernière relie la vitesse de propagation du défaut en fonction du facteur d'intensité de contrainte (K)

défini pour un cycle (Fig.2.14 et Eq.2.11).

$$K = F\sigma\sqrt{\pi a} \quad (2.11)$$

avec F un facteur de forme, σ la contrainte effective dans une direction normale à la fissure, et a la taille de fissure.

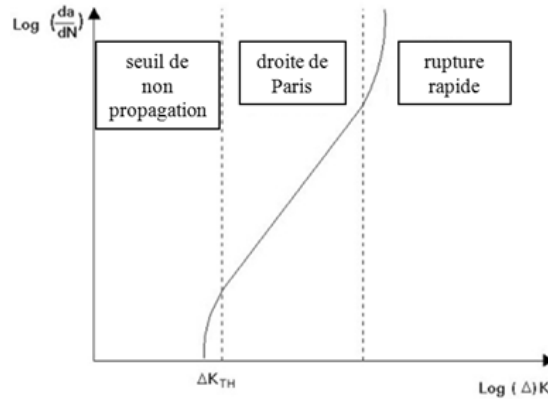


FIGURE 2.14 – Courbe de Paris

2.2.1.2 La fatigue sonique

La fatigue sonique ou fatigue acoustique est due aux phénomènes aéroacoustiques qui représentent l'ensemble des fluctuations de pressions et des vibrations de structure engendrées par les écoulements aérodynamiques turbulents et les mouvements d'onde de choc. Les contraintes appliquées sont faibles, mais répétées à haute fréquence et susceptibles d'engendrer des propagations de fissures ou de délaminages en peu de temps.

Pour éviter la dégradation d'un aéronaf par ce type de phénomène, les étapes suivantes sont à vérifier pendant la conception :

- évaluer les contraintes acoustiques induites par l'environnement : celles-ci dépendent de la configuration de l'avion et de ses conditions de vol. Les niveaux atteints pendant la durée de vie de l'avion et la gamme de fréquence sont évalués de façon semi-empirique et raffinés pendant des essais en vol.
- estimer la réponse de la structure à cette sollicitation : les modes propres de la structure sont identifiés ainsi que sa réponse (densité spectrale de puissance) à des sollicitations dans la gamme de fréquence déterminée précédemment. La valeur RMS (Root Mean Square) de la réponse est utilisée pour le critère de déformation admissible.
- estimer la durée de vie en fatigue de la structure sous le chargement acoustique : les niveaux de contraintes en RMS pour des cas particuliers de vol sont utilisés avec les données RMS d'endurance pour estimer la tenue à la fatigue dans chaque cas. Les dommages sont ensuite cumulés en utilisant la loi de Miner pour représenter l'endommagement pour la durée de vie de l'avion.

Certaines zones sont identifiées par l'industriel comme pouvant être plus sensibles à ce type de fatigue : les zones avec des singularités et notamment les reprises de plis sur les ailerons et volets. Aujourd'hui, les marges utilisées par les industriels dans le calcul de résistance des structures aéronautiques en composites sont telles, que les cas statiques sont dimensionnants. Pour que la solution tout composite soit à terme une alternative compétitive par rapport au métallique dans les structures avions, les marges de calculs vont devoir être fortement diminuées. Dans ce contexte, la fatigue sonique risque de devenir un point clé du dimensionnement avion.

Des essais de fatigue accélérés ont donc été mis au point pour explorer le comportement des matériaux à grand nombre de cycles : le domaine de fatigue gigacyclique.

2.2.1.3 Fatigue gigacyclique

Moyen d'essais dédiés

Des essais en Modes purs ont été mis en place pour caractériser la propagation de délaminage en fatigue. Ces essais classiques sont réalisés à une fréquence maximale de $10Hz$ (Partie 3.3.2), avec un rapport de chargement contrôlé (Partie 3.3.3) et des conditions d'arrêt précises (Partie 3.1.3.2). Le comportement en fatigue du matériau carbone/époxy jusqu'à 10^6 cycles a été largement étudié [6, 33, 76]. A cette fréquence, le temps nécessaire pour atteindre 10^6 cycles est supérieur à 11 jours. Dans ces conditions, l'exploration des grands nombres de cycles et notamment du gigacycle est proscrite.

Dans le cadre de l'accélération des essais de fatigue, De nouveaux essais, principalement utilisés sur les matériaux métalliques, ont été développés pour augmenter la fréquence de sollicitation. George et al. [28] ont mis en place un essai de fatigue vibratoire à résonance recréant les flexions uni-axiale et bi-axiale vues par les aubes de turbines en fonctionnement. Ils utilisent un modèle élément fini pour dimensionner une éprouvette plate pour le chargement désiré. Cette éprouvette est testée selon la méthode de Maxwell et Nicholas [59] où le spécimen est chargé par paliers croissants, chaque palier contenant le nombre de cycle de la limite d'endurance à évaluer (ici autour de 10^6 cycles). Les essais sont réalisés sur pot vibrant à des fréquences autour de $1000Hz$, avec un rapport de charge de -1 (Fig.2.15); ainsi, ils permettent de définir la limite d'endurance en quelques heures.

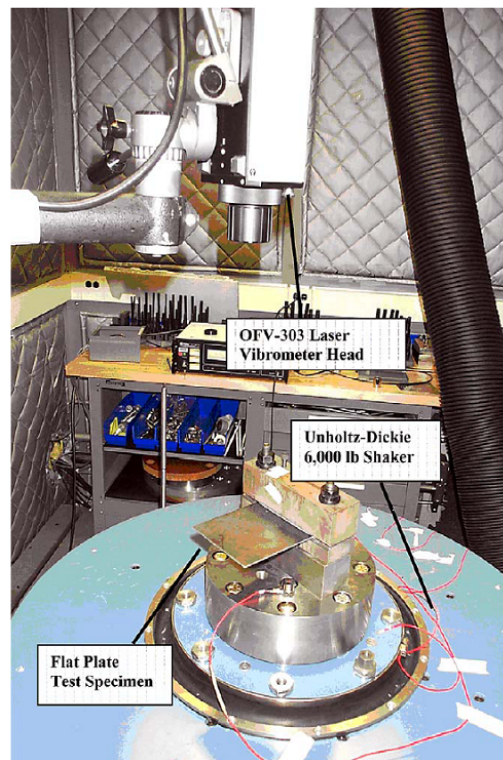


FIGURE 2.15 – Essai vibratoire à résonance configuration uni-axiale [28]

Bathias [10, 94], quant à lui, a développé une machine de fatigue piézoélectrique qui fonctionne à $20kHz$. Elle est composée (Fig.2.16a) :

- d'un générateur sinusoïdal d'ultrasons,
- d'un piézoélectrique qui transforme le signal électrique en déplacement,
- d'un adaptateur permettant d'amplifier le déplacement.

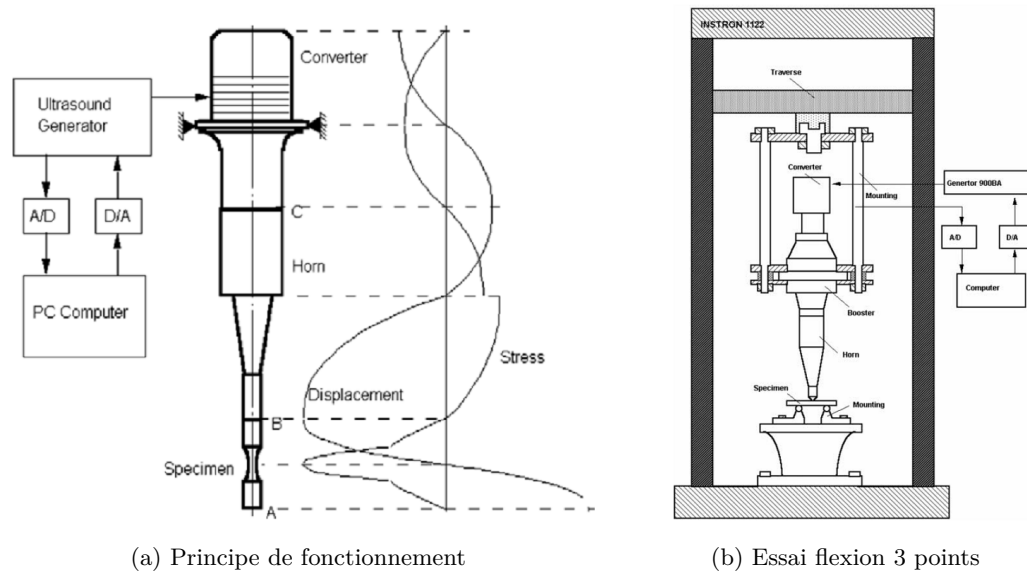


FIGURE 2.16 – Machine de fatigue piézoélectrique [10]

Dans cette configuration, l'éprouvette est sollicitée en traction compression à résonance, donc avec un rapport de charge de -1 . Pour permettre l'obtention de rapports supérieurs à -1 , un autre adaptateur peut être ajouté en bout d'éprouvette. Celui-ci sert à ajouter une précharge et donc à modifier le chargement moyen du cyclage. L'éprouvette et les adaptateurs doivent avoir la même fréquence de résonance : $20kHz$. Ce système a été adapté au test de flexion 3 points (Fig.2.16b) et des premiers essais ont été réalisés sur éprouvettes en alliage de titane entre 10^6 et 10^{10} cycles [94]. Ces types d'essais sont la plupart du temps utilisés pour observer le comportement gigacyclique de matériaux métalliques dans différentes conditions environnementales [53, 80, 88].

Application aux composites

Les matériaux composites à matrice organique sont très sensibles à la température (Partie 3.3.2). Les essais à haute fréquence doivent donc être accompagnés d'un suivi en température de l'éprouvette et si nécessaire d'un refroidissement.

Wang et al. [89] ont utilisé une machine de fatigue piézoélectrique pour tester la propagation de fissure dans une éprouvette en aluminium pré-entaillée, réparée à l'aide d'un patch en boron-époxy. Le but de cette étude était d'observer l'influence du patch et de son nombre de plis sur la propagation du défaut dans l'éprouvette au régime gigacyclique. Il s'avère que le patch ralentit très significativement la propagation de fissure dans le matériau. Bien que les essais soient réalisés à très haute fréquence ($20kHz$), l'observation de l'échauffement du matériau n'est pas mentionnée dans cette étude.

D'autres auteurs se sont intéressés à la fatigue à grand nombre de cycles dans les matériaux composites. Michel et al. [58] ont étudié l'AS4/PEEK en traction, compression et flexion.

Les essais de traction et compression ont été effectués :

- sur machine hydraulique entre $0.5Hz$ et $10Hz$ pour les nombres de cycles faibles et moyens,
- sur une machine électromécanique à résonance pour les grands nombres de cycles entre $57Hz$ et $158Hz$. Ces essais ont été réalisés à température ambiante avec un refroidissement par air quand nécessaire pour assurer une température inférieure à $45^{\circ}C$.

Les essais en flexion 3 points ont été effectués avec un actionneur servo-hydraulique entre $0,5Hz$ et $10Hz$ pour les faibles nombres de cycles et à $50Hz$ pour les grands nombres de cycles sans dispositif de refroidissement.

Dans la majorité des cas de cette étude, le comportement du matériau en fatigue suit une loi linéaire en log : les résultats des essais à hautes fréquences sont en cohérence avec ceux à

basces fréquences (Fig.2.17). Mais en compression pure, les résultats semblent être sensibles à la fréquence de sollicitation. Bien que la température de l'éprouvette reste bien inférieure à la température de transition vitreuse du PEEK, les auteurs expliquent ce comportement par un flambage des fibres dû à un ramollissement de la matrice sous l'effet de l'échauffement.

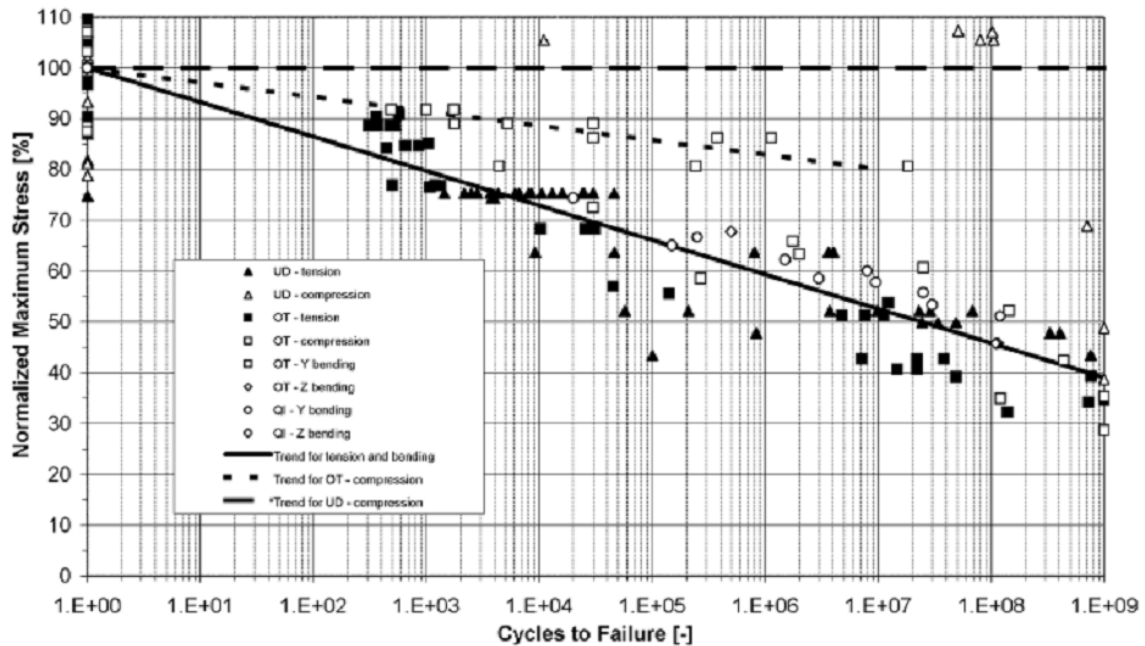


FIGURE 2.17 – Résultats d'essai de Michel et al. [58]

Hosoi et al. [36, 35] ont observé l'influence des fissures transverses sur l'amorçage et la propagation du délaminage dans un CFRP sous chargement de traction en fatigue. Tous les essais ont été réalisés à l'aide d'une machine hydraulique. Ceux à grand nombre de cycles ont été effectués à $100Hz$. Dans ce cas, la contrainte appliquée était choisie suffisamment faible pour limiter l'augmentation de température dans les éprouvettes à $10^{\circ}C$. Dans ces conditions, les auteurs assurent que la température n'a pas d'effet sur leurs résultats.

2.2.2 La tolérance aux dommages

2.2.2.1 Principe

Pendant la durée de service de l'avion, les dommages ne peuvent pas être évités (impacts, défauts de fabrication). Ils doivent donc être pris en compte dans le dimensionnement pour évaluer leur criticité. La certification impose un niveau de sécurité de 10^{-9} par heure de vol. Pour respecter celle-ci, l'approche par la tolérance aux dommages a été mise en place [2]. C'est la capacité d'une structure à assurer sa fonction en présence de défauts initiaux, induits par l'environnement ou son utilisation normale. Ainsi, un dimensionnement en tolérance aux dommages a pour but de fixer une taille de défaut considérée comme détectable pendant les inspections avion et de s'assurer que le défaut ne propagera pas de façon critique entre deux inspections. Cette notion est donc intimement liée à la notion de fatigue qui est un processus d'amorçage ou de propagation de fissure sous l'action d'un chargement variable dans le temps (Fig.2.18). Un défaut pré-existant dans la structure avion ne devra pas se propager de façon critique sans avoir pu être détecté lors d'une inspection avion. De plus, il ne devra pas abaisser de façon catastrophique les caractéristiques mécaniques de la structure et notamment sa tenue statique.

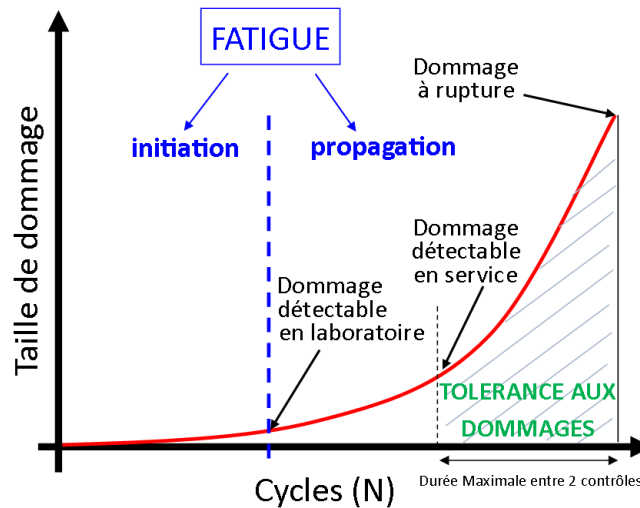


FIGURE 2.18 – Fatigue et tolérance aux dommages

Plus globalement, l'évaluation de la tolérance aux dommages doit prendre en compte les effets des sollicitations répétées (fatigue), de l'environnement (corrosion) et des dommages accidentels (ex. choc sur la structure).

2.2.2.2 Spécificité des matériaux composites

La certification avion a initialement été mise en place pour les structures métalliques. Avec l'arrivée des matériaux composites, des particularités de traitement ont dû être mises en place [70].

Caractéristiques matériau

Les caractéristiques matériau utilisées pour le dimensionnement proviennent des essais réalisés sur coupons. Pour faire face à la variabilité des résultats d'essai, la certification prévoit deux façons de définir ces valeurs [4] :

- Si la structure étudiée est l'unique chemin de passage des efforts (pas de redondance) : la valeur A
Celle-ci est définie comme la valeur au dessous de laquelle on s'attend avec une confiance de 95% à la rupture de 1% des éléments de la population.
- Si la structure étudiée fait partie d'un ensemble multi-chemin (en cas d'endommagement, la charge peut se redistribuer sur les autres éléments de l'ensemble) : la valeur B
Celle-ci est définie comme la valeur au dessous de laquelle on s'attend avec une confiance de 95% à la rupture de 10% des éléments de la population.

Les matériaux composites sont considérés comme des structures multi-chemin de par leur composition même : la valeur B est utilisée pour le dimensionnement. Plus le nombre d'éprouvettes utilisées pour déterminer la valeur B est important, plus l'écart type entre B et la moyenne des valeurs de la caractéristique matériau déterminée est faible.

L'approvisionnement

Les matériaux composites ne bénéficient pas actuellement de standards de fabrication comme les matériaux métalliques. Dans le cas d'un changement de fournisseur ou changement d'un des constituant du matériau (renfort ou matrice), tous les essais réalisés pour la certifications sont invalidés et doivent être refaits pour le nouveau matériau [3]. Il est donc important de pouvoir assurer sur le long terme l'approvisionnement en matériau.

Les impacts

Contrairement aux matériaux métalliques, les composites perdent une grande partie de leur capacité de résistance après un impact (Fig.2.19). Le concept de propagation stable du défaut qui permet de définir la périodicité des inspections ne peut pas s'appliquer. Pour les matériaux composites, la norme impose une non-propagation du défaut avant la prochaine inspection. L'écart entre deux inspections est calculé à l'aide d'une approche probabiliste : la probabilité qu'un dommage réduise la résistance d'une structure à un niveau atteignable par une rafale ou une manœuvre pendant le vol doit être inférieure à 10^{-9} .

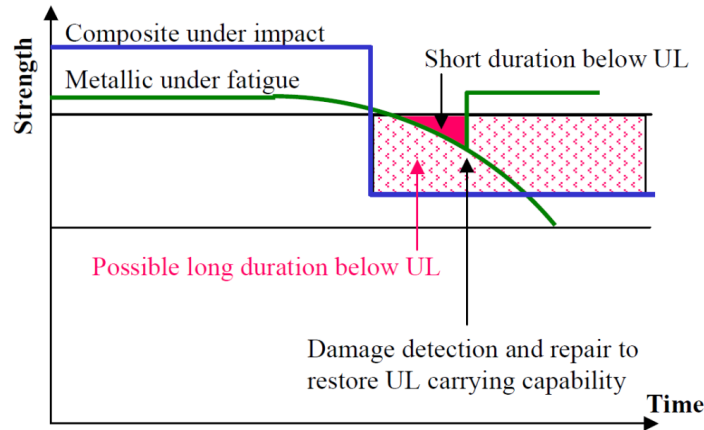


FIGURE 2.19 – Résistance après impact composite/métallique [70]

Les délaminages altèrent de façon importante la résistance à la compression des matériaux composites. Les chocs à faible vitesse peuvent créer des délaminages non visibles en surface. C'est pourquoi des précautions sont prises quand à la définition de la résistance en compression pour le dimensionnement : cette dernière est prise en dessous de la résistance d'un défaut visible (Fig.2.20).

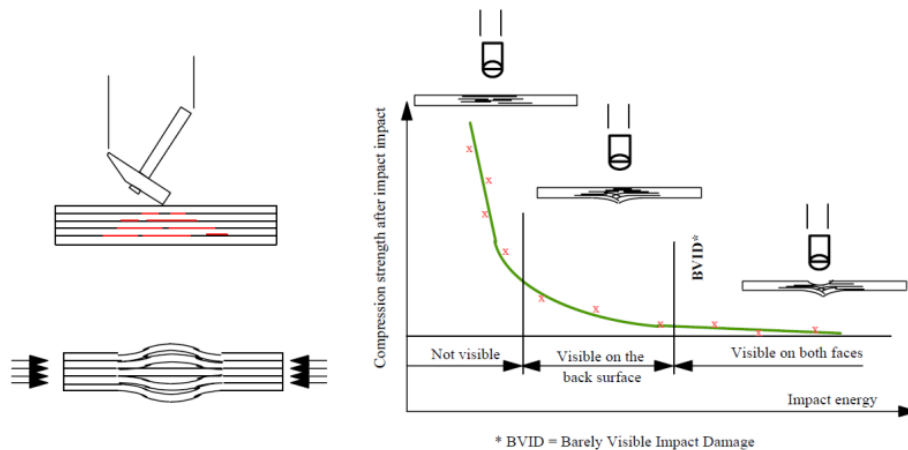


FIGURE 2.20 – Visibilité de l'endommagement/Résistance à la compression après impact [70]

La fatigue

Pour assurer une valeur B en probabilité de rupture en fatigue, la structure doit être capable de supporter le spectre de chargement de sa vie avion 13.3 fois pour les composites et 5 fois pour les métalliques. Cette différence vient surtout de la dispersion inhérente au matériau composite.

Les matériaux composites sont très sensibles aux charges élevées pendant le spectre de chargement en fatigue, contrairement aux structures métalliques qui ont tendance à plastifier.

Afin de le prendre en compte, un essai statique à charge extrême ($1.5 \times$ la charge estimée comme maximale en service) est réalisé après l'essai en fatigue.

2.3 Bilan

Le matériau composite de par les choix industriels devient incontournable dans le domaine aéronautique actuel. Les normes de certifications ont été adaptées aux spécificités de ce type de matériau et imposent une non-propagation des défauts de délaminage entre deux inspections. Actuellement, les industriels s'intéressent peu à la propagation de délaminage par fatigue car elle est de fait prise en compte par le dimensionnement statique. Mais avec le besoin de toujours plus réduire la masse de l'avion et l'augmentation des connaissances dans le comportement matériau, les marges statiques vont être réduites dans un futur proche et la propagation par fatigue deviendra un enjeu majeur. La question de propagation d'un délaminage existant, du fait d'une erreur de fabrication ou d'un impact, en fatigue vibratoire se posera alors.

Dans ce contexte, des essais accélérés en fatigue vibratoire ont été mis en place afin d'étudier le comportement matériau métallique à grands nombres de cycles en un temps raisonnable (Partie 2.2.1.3). Dans le cas des matériaux composites, des premiers résultats sont disponibles en amorçage par fatigue gigacyclique. Les essais se limitent à des fréquences de l'ordre de 100Hz principalement à cause de l'échauffement du matériau. La propagation d'un délaminage en Mode pur à haute fréquence dans un matériau composite ne semble toujours pas abordée dans la littérature. Les machines piézoélectriques mises au point ne paraissent pas adaptées à ce type d'essai car les déplacements sont faibles et la fréquence si élevée que l'éprouvette risque de chauffer de façon catastrophique. Le pot vibrant semble par contre être une bonne alternative.

Le but du travail présenté dans la suite de ce mémoire est donc de mettre en place des outils permettant d'étudier la propagation de délaminage sous chargement vibratoire.

D'une part, des essais de caractérisation de la propagation de délaminage sous chargement vibratoire à fréquence élevée ont été mis en place (Partie II). Ensuite, des outils numériques ont été développés pour permettre la simulation d'une structure délaminiée sous chargement vibratoire et l'étude de la propagation du délaminage (Partie III). Fort de ces résultats, un cas structure de propagation de délaminage sous sollicitation vibratoire est alors étudié et les résultats comparés aux essais expérimentaux (Partie IV).

Deuxième partie

Caractérisation de la propagation de délaminage en vibratoire

Chapitre 3

État de l'art : Caractérisation du délaminage

Sommaire

3.1 Les essais classiques	25
3.1.1 Systèmes d'essai	25
3.1.2 Éprouvette	27
3.1.3 Exploitation des résultats	28
3.2 Calcul du taux de restitution d'énergie	28
3.2.1 Méthodes expérimentales	28
3.2.2 Méthode Analytique	30
3.2.3 Méthodes Numériques	30
3.3 Influence des paramètres d'essai	32
3.3.1 Vitesse de chargement	32
3.3.2 Fréquence	34
3.3.3 Rapport de sollicitation	35
3.4 Bilan	37
3.4.1 Démarche (Fig.3.13)	37
3.4.2 Choix techniques	38

L'objectif principal de cette Partie est de *mettre en place des essais de caractérisation de la propagation de délaminage sous chargement vibratoire à fréquence élevée.*

Un état de l'art sur les essais de caractérisations est donc réalisé afin de :

- cibler les points à prendre en compte lors de la définition des essais : effets de vitesse, de température, de rapport de charge...
- guider les choix techniques dans la mise au point des essais de fatigue à haute fréquence,
- définir les procédures d'essais.

3.1 Les essais classiques

3.1.1 Systèmes d'essai

3.1.1.1 Mode I : essai normalisé

Pour le Mode I, des normes ont été mises en place pour déterminer la résistance quasi-statique [7] et la résistance à la fatigue [8] des matériaux composites. Ces dernières ont permis d'homogénéiser les pratiques et de limiter les dispersions des résultats entre laboratoires dues aux méthodes d'essais utilisées.

Le Mode d'ouverture est réalisé par traction des lèvres perpendiculairement au plan de fissure. C'est le Mode de délaminage le plus critique pour une structure, car c'est celui qui demande le moins d'apport d'énergie. L'essai le plus couramment utilisé est le DCB (Double

Cantilever Beam). Un film non-adhérent est placé au milieu de l'épaisseur et en bord d'éprouvette lors de sa fabrication comme amorce de fissure. Le chargement est introduit à l'aide de blocs de charge.

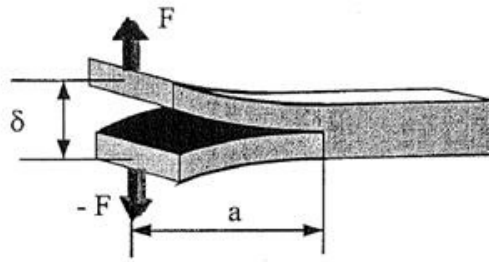


FIGURE 3.1 – DCB

La longueur de délaminage est suivie visuellement tout au long du test ou au moyen d'une jauge de fissure. Les résultats sont analysés avec la théorie des poutres ou la méthode de la complaisance (Partie 3.2.1).

Remarque

Si les plis médians de l'éprouvette ne sont pas orientés à 0° , la fissure aura tendance à changer de plan. Pour les stratifiés unidirectionnels, c'est le pontage de fibre qui peut altérer l'essai. Ce phénomène, provenant de l'interpénétration de fibres entre les deux plis centraux, augmente la ténacité apparente du matériau et crée de l'instabilité de propagation. En effet, dès lors que ces fibres se rompent, la fissure, ralentie par le pontage, se propage brutalement.

3.1.1.2 Mode II : ENF vs ELS

L'essai en Mode II sert à caractériser la propagation du délaminage en cisaillement. Pour ce type de sollicitation il n'existe pas actuellement d'essai standardisé, mais deux types d'essais sont en compétition dans cet objectif :

- ENF (End Notched Flexure) Une éprouvette contenant un défaut artificiel est chargée en flexion 3 points (Fig.3.2)

Pour cette configuration, la propagation de fissure est instable. Cet essai permet uniquement de déterminer les valeurs initiales de propagation et non le tracé des courbes de résistance. Pour pallier à ce problème, le test 4-ENF (flexion 4 points) a été proposé et permet une propagation stable de fissure.

- ELS (End Loaded Split)

L'éprouvette est encastree à son extrémité saine et sollicitée en flexion à l'autre. Ce test permet une propagation stable du délaminage.

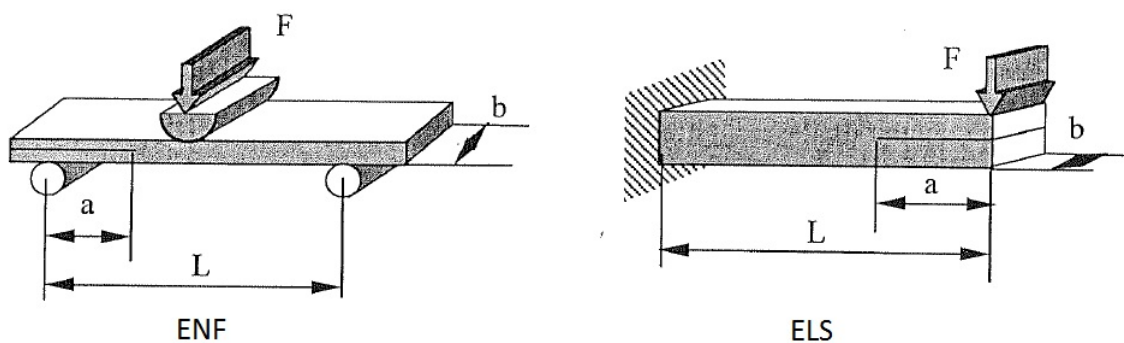


FIGURE 3.2 – Essais de Mode II

Blackman et Brunner [12] ont étudié et comparé ces deux essais dans l'optique d'une standardisation des essais quasi-statiques. Les différences de résultats entre les laboratoires viennent principalement des conditions d'encastrement pour l'ELS et des frottement au niveau des rouleaux de chargement pour l'ENF. De plus, l'observation de l'avancée du délaminage pendant ce type d'essai est très complexe, notamment à cause de l'endommagement précédant le front. Les auteurs proposent la prise en compte d'une longueur de fissure effective pour diminuer les dispersions d'essais entre laboratoires. Cette méthode s'inspire de la théorie des poutres modifiée de Mode I [7] qui permet de prendre en compte les effets de réduction de bras pendant le chargement.

Récemment Brunner [15] a mis en exergue des différences de résultats en fatigue entre le type ELS et le type ENF. Il explique ces écarts par les conditions d'encastrement pour l'ELS et dans le cas de l'ENF par l'influence du rouleau central qui peut, lorsque la pointe de fissure s'en rapproche, fausser les mesures en effort. Ces deux moyens d'essai doivent donc encore être améliorés pour espérer une standardisation.

3.1.2 Éprouvette

3.1.2.1 Propagation initiale du délaminage

Le délaminage est réalisé par l'insertion d'un film Téflon entre les plis médians de l'éprouvette. Plusieurs techniques peuvent ensuite être utilisées pour débiter sa propagation [13] :

- Propagation initiale en Mode I, ce qui génère un front de fissure propre arrondi en forme de lunule.
- Propagation initiale en Mode II, ce qui crée un front de fissure flou et une zone endommagée assez étendue.
- Pas de propagation préalable à l'essai, ce qui a tendance à augmenter la valeur du taux de restitution d'énergie nécessaire à la propagation, du fait de l'amas de résine constitué en bout d'insert pendant la polymérisation.

3.1.2.2 Orientation des plis

Les essais classiques sont réalisés sur des éprouvettes unidirectionnelles. Le délaminage testé est donc placé entre deux plis à 0°. Afin de vérifier que ce choix de caractérisation est le plus critique, certains auteurs se sont intéressés à l'influence de la désorientation des plis de part et d'autre du délaminage sur le taux de restitution d'énergie critique.

La revue d'Andersons et al. [5] résume les travaux effectués dans ce domaine jusqu'en 2003. Ceux-ci montrent que dans le cas du Mode I l'orientation de l'interface n'a pas toujours d'influence sur sa résistance. Dans les rares cas où une différence existe, l'interface unidirectionnelle reste la plus critique. Ce dernier résultat est expliqué par Solaimurugan [81] par le fait qu'un délaminage suit les fibres pendant sa propagation. Ainsi, la distance parcourue le long de fibres désorientées est plus grande que celle le long de fibres à 0° pour une longueur de propagation identique dans l'éprouvette. De ce fait, l'énergie nécessaire à propager le délaminage d'une longueur donnée est plus importante pour les interfaces désorientées.

Les deux auteurs expliquent aussi qu'un délaminage positionné dans un matériau multi-directionnel sollicité en Mode I peut migrer vers les plis adjacents. La création de fissures transverses dues au chargement dans les plis de l'interface délaminée sont à l'origine de ce phénomène. Ceci rend difficile l'évaluation de l'énergie de propagation et le suivi du délaminage pour les interfaces multi-directionnelles.

Dans le cas du Mode II, il est plus difficile de conclure. Des tendances ressortent quand même de l'étude d'Andersons [5] ; les composites à matrice à forte ténacité semblent être insensibles à l'orientation contrairement à ceux à matrice fragile. Dans le cas de ces derniers une désorientation de plis d'interface UD par rapport à la direction de propagation tendrait à diminuer l'énergie nécessaire à la propagation. Mais une augmentation d'angle entre les deux plis du délaminage répartis autour de la direction de propagation ($-\varphi/\varphi$) augmenterait cette énergie.

De même Prombut [62] a montré que la propagation à une interface ($0^\circ/45^\circ$) n'était pas plus couteuse que pour une interface ($0^\circ/0^\circ$) quand elle s'effectuait principalement en Mode I. Au contraire pour une contribution croissante du Mode II l'énergie nécessaire à la propagation était plus importante pour l'interface multidirectionnelle.

3.1.3 Exploitation des résultats

3.1.3.1 Quasi-statique

Les résultats sont exploités sous la forme d'une courbe de résistance reliant la taille de délaminage et le taux de restitution d'énergie nécessaire à la propagation : taux de restitution d'énergie critique (G_c).

La détermination du point de propagation initiale du délaminage peut se faire de différentes façons [7] :

- Effort maximal de la courbe Effort-Déplacement
- Point de non-linéarité de la courbe Effort-Déplacement,
- Augmentation de 5% de la complaisance de l'éprouvette,
- Détection visuelle de la propagation.

Le point de non-linéarité et la détection visuelle de propagation dépendent beaucoup de l'opérateur [13]. Le point de non-linéarité donne souvent la valeur la plus conservatrice de G_c . Blackman [12] remarque cependant que celle-ci est souvent très en dessous des valeurs des autres méthodes dans le cas du Mode II ce qui pour lui remet en cause sa validité.

3.1.3.2 Fatigue

Il existe deux façon de représenter la résistance à la propagation en fatigue d'un matériau : la courbe G-N et la droite de Paris (Partie 2.2.1.1). La courbe G-N, plébiscitée par la norme ASTM [8], relie le taux de restitution d'énergie maximal du cycle au nombre de cycles nécessaire à générer un début de propagation.

Le début de propagation peut être détectée de trois manières différentes :

- le nombre de cycles nécessaire à une augmentation de complaisance de 1%,
- le nombre de cycles nécessaire à une augmentation de complaisance de 5%,
- le nombre de cycles nécessaire à une propagation de fissure détectée visuellement.

Cette méthode est longue et nécessite l'utilisation d'au moins 12 éprouvettes. De plus, elle caractérise uniquement le début de la propagation et pas la suite.

De ce fait la droite de Paris qui permet de déterminer la vitesse de propagation en fonction du chargement lui est souvent préférée [33]. Brunner et Stelzer tentent même d'en définir des procédures standards d'essai [14, 15, 83].

3.2 Calcul du taux de restitution d'énergie

3.2.1 Méthodes expérimentales

Ces méthodes sont basées sur l'approche énergétique de Griffith de la MLER (Eq.2.3).

L'énergie élastique développée lors de la sollicitation d'un matériau est égale à l'aire sous la courbe charge-déplacement (Fig.3.3).

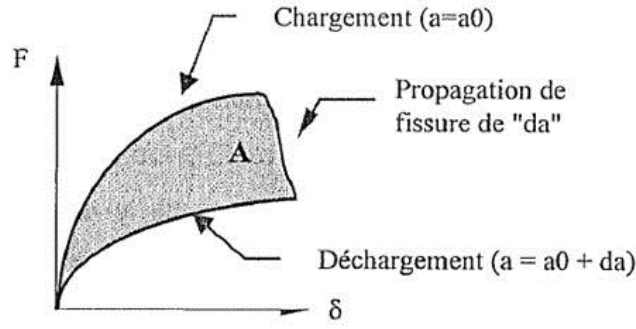


FIGURE 3.3 – Diagramme force-déplacement

Le taux de restitution d'énergie est l'énergie surfacique utilisée pour créer de nouvelles surfaces, soit la variation d'énergie élastique disponible entre deux chargements successifs :

$$G = \frac{dU_e}{B.da} \quad (3.1)$$

avec U_e l'énergie potentielle, B la largeur de l'éprouvette et da la variation de longueur de fissure.

Méthode de Mesure des aires

Le taux de restitution d'énergie est évalué directement à l'aide des courbes expérimentales par la formule :

$$G = \frac{A}{B.da} \quad (3.2)$$

avec A l'aire entre les courbes de charge et décharge.

Méthode de la complaisance

La complaisance de l'éprouvette quantifie sa capacité à se déformer sous chargement. Elle est définie comme l'inverse de sa raideur.

$$C = \frac{1}{K} = \frac{\delta}{F} \quad (3.3)$$

avec K la raideur de l'éprouvette, δ son déplacement et F l'effort appliqué.

Pour un matériau ayant un comportement élastique-linéaire :

$$U_e = \frac{1}{2} F.\delta \quad (3.4)$$

Ainsi par les équations 3.1, 3.3 et 3.4 :

$$G = \frac{F^2}{2B} \frac{dC}{da} \quad (3.5)$$

Pour utiliser cette méthode, il faut connaître la relation entre C et a appelée loi de complaisance. Celle-ci dépend du Mode de sollicitation et peut être évaluée par approche empirique en approximant la courbe par interpolation polynomiale.

3.2.2 Méthode Analytique

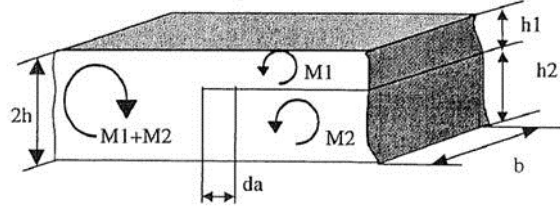


FIGURE 3.4 – Moments de flexion en front de fissure

Théorie des poutre de Williams

Le calcul de G est basé sur la théorie des poutres, seuls les chargements à distance sont considérés. Les chargements sont convertis en moments de flexion en pointe de fissure (Fig.3.4). Ainsi, la lèvre supérieure est soumise au moment M_1 , la lèvre inférieure au moment M_2 et la partie non fissurée au moment $M_1 + M_2$. Il est alors possible de calculer les énergies liées au chargement pour déterminer G : travail des efforts extérieurs pour un moment de flexion et énergie élastique d'une poutre soumise à la flexion. Nous obtenons :

$$G = \frac{1}{B} \left(\frac{M_1^2}{2EI_1} + \frac{M_2^2}{2EI_2} - \frac{(M_1 + M_2)^2}{2EI_3} \right) \quad (3.6)$$

Les participations en Mode I et en mode II peuvent être déterminées, en considérant que :

- Pour le Mode I pur les moments de flexions présents dans les lèvres sont de même valeur et directement opposés,
- pour le Mode II pur les lèvres ont le même rayon de courbure.

Ainsi,

$$G_I = \frac{1}{16BEI} \cdot \frac{(M_2 - \psi M_1)^2}{(1 - \xi)^3(1 + \psi)} \quad (3.7)$$

$$G_{II} = \frac{3}{16BEI} \cdot \frac{(1 - \xi)(M_2 + M_1)^2}{\xi^3(1 + \psi)} \quad (3.8)$$

avec $\xi = \frac{h_1}{2h}$ et $\psi = \frac{I_2}{I_1} = \left(\frac{1-\xi}{\xi} \right)^3$ (I_1 et I_2 sont respectivement les moments quadratiques des lèvres supérieure et inférieure).

3.2.3 Méthodes Numériques

3.2.3.1 Modèles virtuels

Les méthodes virtuelles permettent de calculer l'énergie surfacique disponible à la propagation en tout point du front de fissure. L'utilisateur doit la comparer au taux de restitution d'énergie critique du matériau pour vérifier la possibilité de propagation.

VCE (Virtual Crack Extension)

Cette méthode est disponible dans Samcef®. Le principe du calcul 2D est présenté sur la figure suivante.

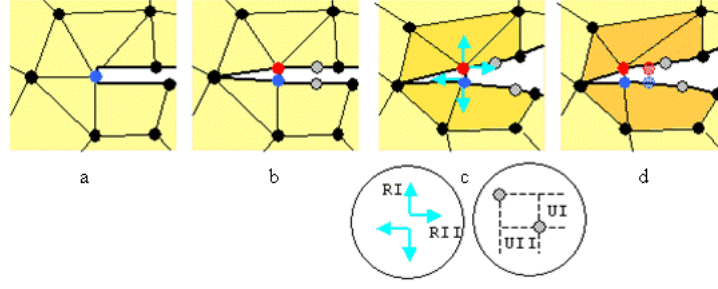


FIGURE 3.5 – Méthode de calcul de taux de restitution d'énergie VCE [72]

Le front de fissure est d'abord séparé en deux nœuds (rouge et bleu) appartenant chacun à une surface de la fissure (Fig.3.5 a et b). Ces nœuds sont liés par des efforts de réaction (RI et RII). Deux nœuds gris sont alors positionnés respectivement sur les deux bords de fissure pour permettre de mesurer le déplacement relatif entre les lèvres (Fig.3.5 c). A partir de ces données (réactions et déplacements), l'énergie potentielle initiale du système est calculée (E_0).

Une avancée de fissure est ensuite simulée par le déplacement des nœuds rouge et bleu (Fig.3.5 d) d'une distance contrôlée par le paramètre de perturbation. L'énergie potentielle du système est calculée dans cette nouvelle configuration (E_1).

Le taux de restitution d'énergie total est déduit des variations d'énergie et de surface fissurée (dA) :

$$G_t = \frac{E_0 - E_1}{dA} \quad (3.9)$$

Les participations en Mode I et Mode II sont réparties à partir des déplacements et réactions :

$$G_I = \frac{UI.RI}{UI.RI + UII.RII} G_t \quad (3.10)$$

$$G_{II} = \frac{UII.RII}{UI.RI + UII.RII} G_t \quad (3.11)$$

3.2.3.2 Modèles cohésifs

Il existe actuellement de nouvelles approches : les modèles cohésifs. Ce type de modèle est issu des études d'Hillerborg et al. [32] et permet de représenter toute la phase de propagation de fissure avec un même modèle numérique. Il est basé sur l'existence d'une zone cohésive de dommages autour du front de fissure.

La zone de propagation peut être par exemple modélisée à l'aide d'éléments finis d'interface suivant une loi cohésive de type bilinéaire (Fig.3.6) [45]. Ce modèle permet de calculer l'endommagement induit par un chargement ici en Mode I à partir du déplacement d'ouverture à l'interface (δ en mm). A chaque pas de temps la variable d'endommagement (d) est calculée et la contrainte limite de l'interface (σ en Mpa) mise à jour :

$$\begin{cases} d = \frac{\delta_m}{\delta_m - \delta_0} \left(1 - \frac{\delta_0}{\delta} \right) & \text{si } \delta > \delta_0 \text{ sinon } d = 0 \\ d = \min(d, 1) \\ \sigma = (1 - d).K.\delta \end{cases} \quad (3.12)$$

avec K (N/mm^3) la raideur de l'interface, δ_0 (mm) la limite de déplacement en ouverture et δ_m (mm) la déformation à rupture de l'interface.

L'interface est paramétrée par sa raideur, sa contrainte maximale (σ_0) et le taux de restitution d'énergie critique de propagation (G_{Ip}) représenté par l'aire sous le triangle total (aire en bleu). Les autres paramètres de la loi en sont déduits :

$$\begin{cases} \delta_m = 2 \cdot \frac{G_{Ip}}{\sigma_0} \\ \delta_0 = \frac{\sigma_0}{K} \end{cases} \quad (3.13)$$

Pendant le chargement en ouverture, le comportement de l'interface reste linéaire tant que δ est inférieure à δ_0 (ligne rouge). Si la déformation dépasse cette valeur, l'interface s'endommage (ligne bleue). Le déchargement de l'éprouvette ramène l'interface en position initiale. L'énergie dissipée pour l'endommagement est égale à l'aire de la zone hachurée en violet (G_I). Si un nouveau chargement est effectué, le comportement de l'interface suivra la courbe verte, correspondant à la nouvelle raideur de l'interface dégradée par l'endommagement $((1-d).K)$. Ce processus continue jusqu'à la rupture totale de l'élément d'interface ($d = 1$).

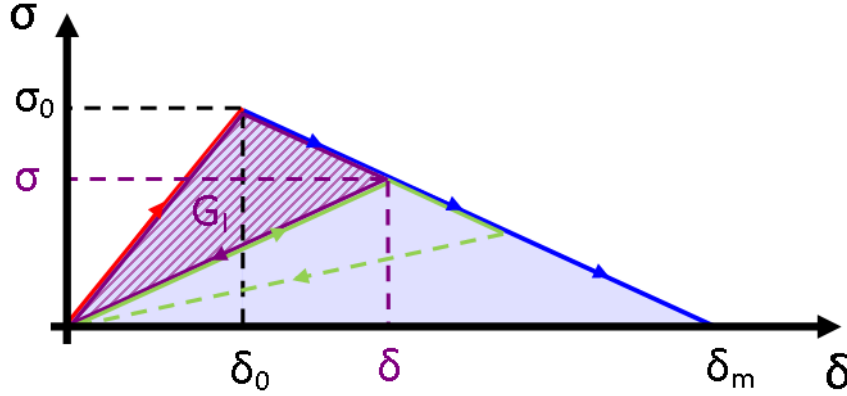


FIGURE 3.6 – Loi bilinéaire

3.3 Influence des paramètres d'essai

3.3.1 Vitesse de chargement

Les polymères epoxy sont très sensibles à la vitesse de déformation [20, 29]. Leur comportement peut passer de ductile à fragile suivant la vitesse imposée pendant la traction [20]. Les délaminages se propagent dans l'interpli, donc principalement dans la matrice. Les propriétés de la résine ont donc une importance non négligeable sur la résistance du composite à la propagation du délaminage.

Certains auteurs se sont ainsi intéressés à l'influence de la vitesse de chargement sur le taux de restitution d'énergie critique pour les principaux Modes de propagation.

Smiley et Pipes [77, 78] ont testé l'effet de la vitesse de chargement en Mode I et en Mode II sur un carbone/epoxy et un AS4/PEEK. Ils ont trouvé une forte diminution de la résistance à la propagation avec l'augmentation de la vitesse de chargement. Friedrich [27] a repris ces résultats pour les expliquer à l'aide d'un modèle de rupture. La résistance à la rupture varie en fonction de cinq quantités :

- le volume de déformation plastique de la matrice au front de fissure,
- l'énergie utilisée pour arracher les fibres de la matrice (w_p) et le nombre de fibres décollées par unité de surface (n_p),
- l'énergie de rupture de fibre (w_f) et le nombre de fibres cassées par unité de surface (n_f).

Si l'un de ces paramètres augmente, la résistance à la rupture calculée G_c augmente. Il propose d'adapter le calcul de ce taux avec les observations des surfaces de rupture (Fig.3.7) pour être plus représentatif de l'énergie utilisée pour la propagation dans la résine :

$$G_c = \frac{L_r}{L_p} v_m \cdot G_{cm} + w_f \cdot n_f + w_p \cdot n_p \quad (3.14)$$

Avec L_r la largeur réelle de la surface de rupture de l'éprouvette en prenant en compte les aspérités de surface, L_p la largeur de l'éprouvette, v_m le volume moyen de résine dans la zone de propagation et G_{cm} la résistance à la rupture de la résine.

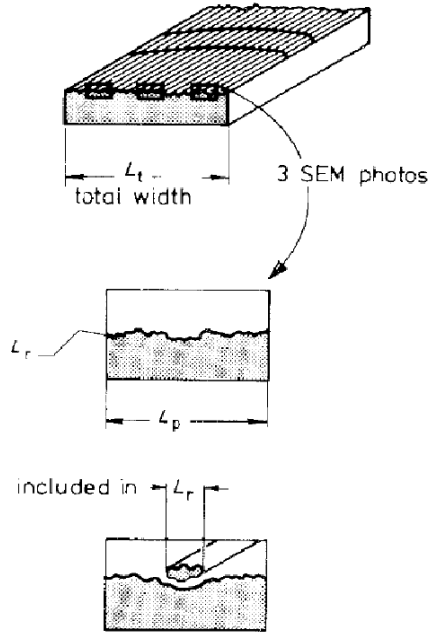


FIGURE 3.7 – Étude de la surface pour le calcul du G_c [27]

L'observation de la taille des zones d'endommagement des surfaces de rupture lui permet d'expliquer qualitativement la diminution de résistance en Mode I avec l'augmentation de vitesse de chargement : à basse vitesse, l'endommagement est plus diffus, alors qu'à haute vitesse, la pointe de fissure est franche (Fig.3.8). Par contre, il ne trouve pas de différence d'endommagement en Mode II.

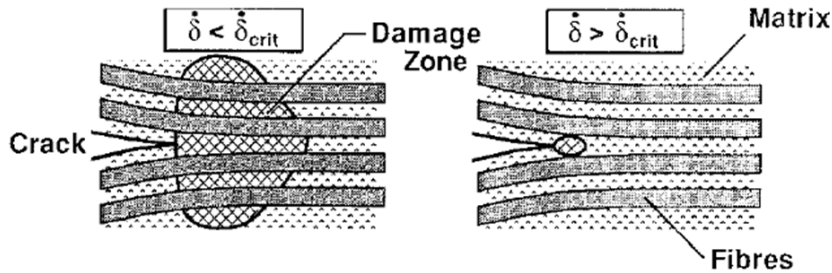


FIGURE 3.8 – Diffusion de l'endommagement en pointe de fissure [27]

Kusaka et al. [44] ont étudié la rupture en Mode I d'un carbone/epoxy soumis à des vitesses de chargement différentes. Une machine hydraulique a été utilisée pour les vitesses de 0.01mm/min à 500mm/min et un dispositif d'impact sur barres d'hopkinson pour celles de 5m/s à 20m/s . Trois zones distinctes de valeur de rupture sont identifiées (Fig.3.9) :

- la Région I, pour les basses vitesses de chargement, est celle représentée par le G_c statique en Mode I,
- la Région II, pour les vitesses moyennes, est une transition linéaire vers la zone suivante,
- la Région III, pour les hautes vitesses est celle du G_c dynamique en Mode I (de valeur inférieure au statique).

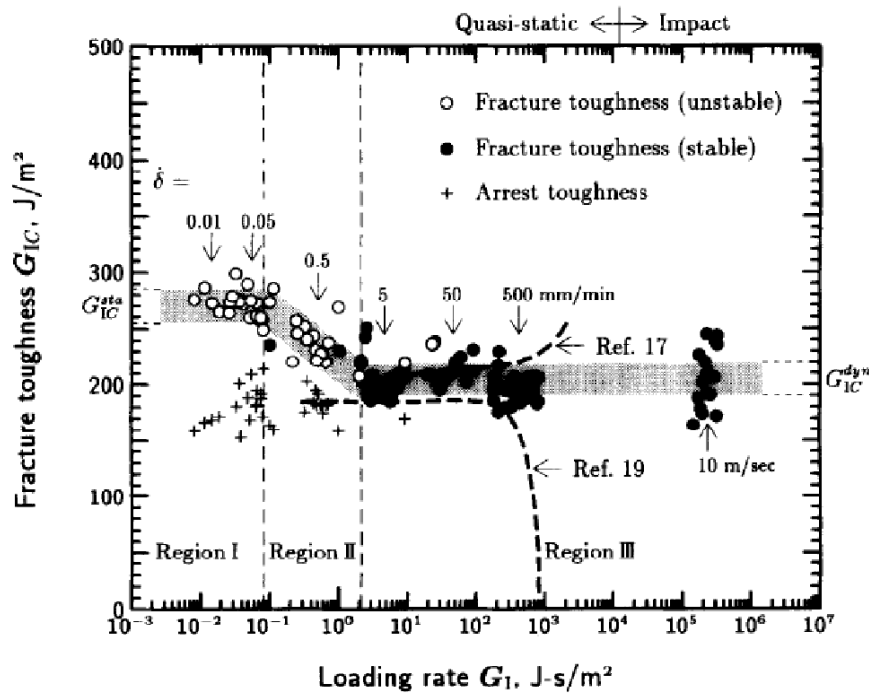


FIGURE 3.9 – Zones de comportement à rupture suivant le taux de chargement $\frac{dG_{Ic}}{dt}$ [44]

Dans la région de transition qui est sensible à la vitesse de sollicitation, le délaminage se propage de façon instable par paliers. Pour expliquer cette propagation instable les auteurs proposent la mise en place d'un critère de stabilité prenant en compte l'énergie cinétique de la fissure et la vitesse de déformation.

Dans le cas du Mode II, la littérature fait état d'une influence mitigée de la vitesse de chargement sur le comportement des matériaux composites en général. Cantwell et al. déduit des résultats listés dans sa revue que les fortes vitesses de chargement ont au plus comme effet de diminuer légèrement la valeur du G_{IIc} [18]. Les résultats de Compston [22] sur des composites à fibres de verre et résine vinylester corroborent cette tendance. Les chargements étudiés entre 1 mm/min et 3 m/s n'ont pas montré de modification notable du taux de restitution d'énergie critique et les fractographies des surfaces de rupture se sont avérées être très semblables.

3.3.2 Fréquence

Les effets de sollicitation à fréquence élevée ont été étudiés sur les matériaux utilisés dans la fabrication des aubes de turbine pour lesquelles les conditions thermiques et fréquentielles sont critiques. Des essais de traction en fatigue ont été effectués sur matériau composite à matrice céramique (CMC) entre 0.1 Hz et 375 Hz . La diminution du nombre de cycles à rupture est liée à l'augmentation de la température du fait de la fréquence car l'échauffement favorise l'apparition de l'oxydation [51, 52, 82].

Des essais de traction ou de compression en fatigue ont aussi été réalisés sur des composites à matrice organique mais sur des plages de fréquences faibles [24, 84, 23, 25, 69, 93]. A ces fréquences de sollicitations, deux principaux effets s'opposent : le fluage d'un côté et la génération de chaleur de l'autre. A faible fréquence, le fluage est prédominant et réduit la résistance en fatigue du matériau. A fréquence élevée, l'échauffement du matériau peut mener au même résultat. Ainsi, suivant l'échauffement généré, augmenter la fréquence peut soit améliorer, soit dégrader la résistance à la fatigue du matériau.

Dally et al. [24] ont trouvé qu'un échauffement néfaste à la résistance à la fatigue était généré en augmentant la fréquence de sollicitation d'un matériau plastique à fibres de verre. Des températures de surfaces allant jusqu'à 130°C , donc proches de la température de tran-

sition vitreuse (T_g), ont été mesurées pour la configuration isotrope $[-60^\circ, 0^\circ, +60^\circ]$. Rotem [69] a étudié le comportement d'éprouvettes quasi-isotropiques en matériau graphite/epoxy sollicitées en traction-compression. Il observe qu'entre $2.8Hz$ et $10Hz$ la génération de température augmente quand la fréquence de cyclage augmente, les températures les plus élevées entraînant un amorçage en fatigue prématurée. Sun et al. [84] ont étudié le même type de matériau sur des éprouvettes $[\pm 45^\circ]$ entaillées entre $1Hz$ et $30Hz$. Les éprouvettes sont chargées en traction avec un rapport de charge de $1/15$. Dans ce cas, l'augmentation de température est restée inférieure à $28^\circ C$ (pour la charge maximale à $30Hz$). Sous ces conditions, l'augmentation de la fréquence de sollicitation tend à augmenter la durée de vie en fatigue des éprouvettes. Cette différence d'échauffement et donc d'effet de fréquence entre les deux cas précédents peut s'expliquer par un chargement plus critique dans le cas de Rotem [69], et par une configuration entaillée qui permet une meilleure dissipation de chaleur dans le cas de Sun et al. [84].

Curtis et al. [23] ont testé un matériau PEEK à fibres de carbone dans les configurations quasi-isotrope et $[\pm 45^\circ]$ entre $0.5Hz$ et $5Hz$. Quand la fréquence de sollicitation augmente, la température des éprouvettes augmente de $20^\circ C$ pour les éprouvettes quasi-isotropiques et de $150^\circ C$ pour les $[\pm 45^\circ]$. L'augmentation de température entraîne bien sûr une diminution de la durée de vie en fatigue.

Dan-Jumbo et al. [25] ont étudié des éprouvettes fissurées en composite thermoplastique pour un drapage de $[\pm 45^\circ]$. Ils constatent que l'échauffement dans leur matériau est plus important que celui trouvé par Sun and al. [84] pour un matériau époxy.

Ainsi l'échauffement généré dans le matériau composite est lié non seulement à la nature de la résine, mais aussi à la configuration d'éprouvette et au chargement (niveau, rapport de sollicitation).

Dans le cadre de la propagation de fissure en fatigue, Merah et al. [56] ont étudié l'effet de la température entre $-10^\circ C$ et $70^\circ C$ et de la fréquence entre $0.1Hz$ et $10Hz$ sur du chlorure de polyvinyle surchloré (CPVC). Dans leur étude, l'augmentation de la température à iso-fréquence augmente le taux de propagation dans le matériau. L'effet de la fréquence de sollicitation est significatif à partir d'une température d'essai de $23^\circ C$, où une augmentation diminue le taux de propagation. De plus, la sensibilité à la fréquence augmente avec la température ; en effet, l'augmentation de la température et la diminution de fréquence favorise le fluage. Le facteur multiplicatif de la loi de Paris semble être plus affecté par les changements en fréquence et en température que le terme exponentiel [57].

Sjörger and al. [76] ont travaillé sur l'effet de la température sur la propagation de délaminage dans un carbone/époxy. La fatigue à $100^\circ C$ semble plus critique qu'à température ambiante pour le Mode I et le Mode II. Le taux d'énergie critique en Mode II est très affecté par la température d'essai : il y a un écart de 30% entre les résultats à température ambiante et ceux à $100^\circ C$ (contre 4% pour le mode I). Cependant en adimensionnant les courbes en fatigue par le taux de restitution d'énergie critique, l'écart de résultat s'estompe pour le Mode II.

Dans le cas des hautes fréquence, en plus de la génération de chaleur, un effet de vitesse de chargement peut influencer les résultats en fatigue [75]. Comme expliqué précédemment, cet effet est plus marqué pour le Mode I que pour le Mode II (Partie 3.3.1).

Les essais classiques de propagation de délaminage en fatigue dans les matériaux composites sont réalisés au maximum à $10Hz$, il ne semble pas exister d'étude de propagation à fréquence élevée dans la littérature.

3.3.3 Rapport de sollicitation

Le rapport de sollicitation permet de définir le cycle de chargement appliqué à une structure en fatigue (Partie 2.2.1.1). Plus le rapport est faible, plus le chargement est critique (d'amplitude importante). Plusieurs auteurs ont étudié l'influence du rapport de charge sur le comportement en fatigue du matériau composite. Leurs conclusions sont fortement liées au mode de représentation choisi. En effet, les courbes de propagation en fatigue sont la plupart

du temps représentées en fonction de G_{max} ou de $\Delta G = G_{max} - G_{min}$, choix qui influence fortement l'allure des courbes. Dans le premier cas, seule la valeur maximale du cycle est prise en compte, alors que dans l'autre, seule l'amplitude en G importe. Matsubara et al. [54] ont étudié l'influence de rapport de chargement sur le comportement en fatigue en Mode II d'un matériau composite unidirectionnel à fibre de verre (GFRP). Ils déduisent de leurs résultats que pour les faibles vitesses de propagation, le comportement est dominé par ΔG alors que pour les fortes vitesses de propagation il est dominé par G_{max} (Fig.3.10).

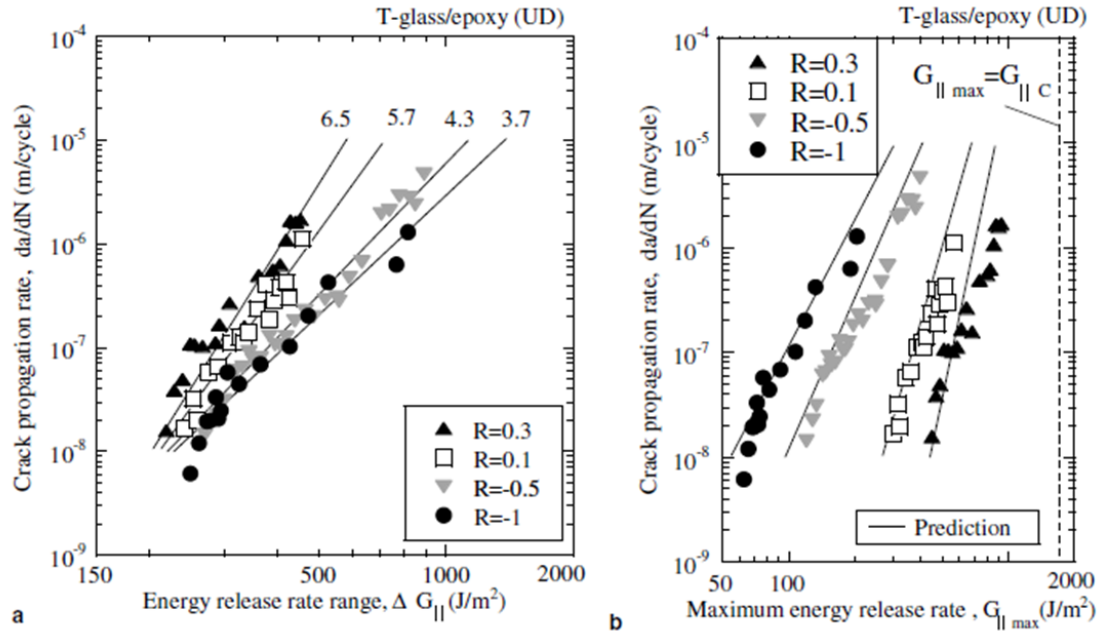


FIGURE 3.10 – Taux de chargement et vitesse de propagation matériau GFRP en Mode II [54]

Hojo et al. [34] proposent d'exprimer la vitesse de propagation comme une fonction puissance d'une variation du facteur d'intensité de contrainte (FIC) équivalent (ΔK_{eq}).

$$\Delta K_{eq} = \Delta K^{1-\gamma} K_{max}^{\gamma} = \Delta K (1 - R)^{-\gamma} \quad (3.15)$$

avec ΔK la variation de FIC, K_m le FIC maximal et γ un paramètre matériau entre 0 et 1.

Anderson et al. [5] mettent au point un modèle empirique dépendant du seuil de non-propagation pour prendre en compte l'effet du rapport de charge.

$$\frac{da}{dN} = C \left(\frac{\Delta K - \Delta K_{th}}{K_c - K_m} \right)^b \quad (3.16)$$

avec ΔK_{th} la variation du FIC seuil, K_m le FIC moyen appliqué et K_c le FIC critique.

Ils adaptent la formule 3.15 pour approximer ΔK_{th} suivant le rapport de charge dans le cas de la propagation en Mode I. Dans le cas de la propagation en Mode II, ils assument que ce seuil est indépendant de R .

Mais, le taux de restitution d'énergie G est le plus souvent employé pour la propagation de délaminage dans les matériaux composites car il est plus facile à déterminer. En effet, le champ de contrainte local en pointe de fissure nécessaire à la détermination de K est difficile à calculer dans un matériau orthotrope.

Rans et al. [67] partent de la théorie de la MLER (Partie 2.1.3) qui définit G comme proportionnel à \sqrt{K} et en déduisent une nouvelle définition de ΔG :

$$\Delta G = \left(\sqrt{G_{max}} - \sqrt{G_{min}} \right)^2 \quad (3.17)$$

Les auteurs observent que dans le cas de la propagation en Mode II, cette nouvelle méthode de représentation des résultats permet de réduire fortement, sinon d'annuler la dépendance au rapport de chargement (Fig.3.11).

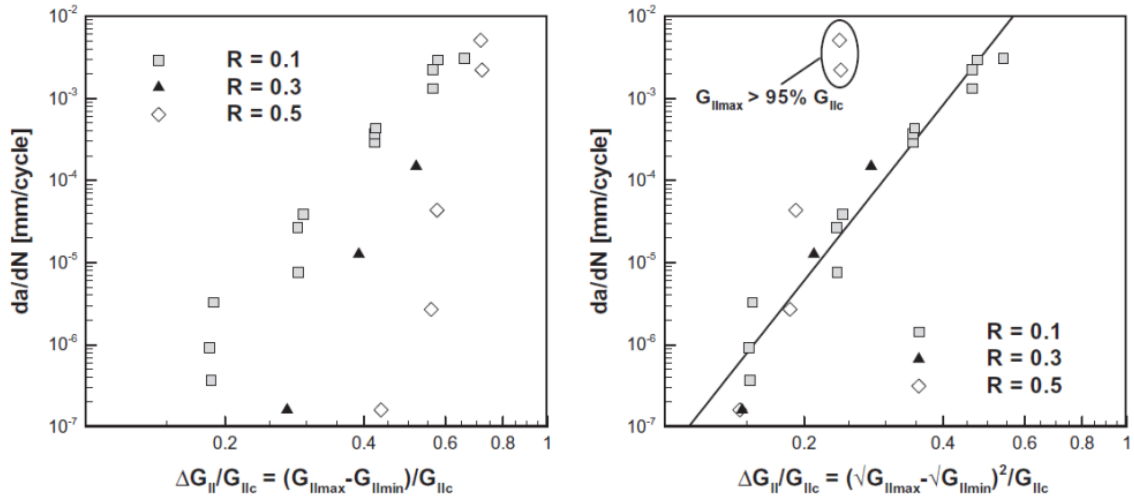


FIGURE 3.11 – Comparaison des ΔG en Mode II [67]

Dans le cas du Mode I, elle permet d'éviter les erreurs d'interprétations possibles avec l'ancienne définition de ΔG où il pouvait arriver qu'un rapport de charge plus faible mène à iso ΔG à une propagation plus rapide de fissure (Fig.3.12).

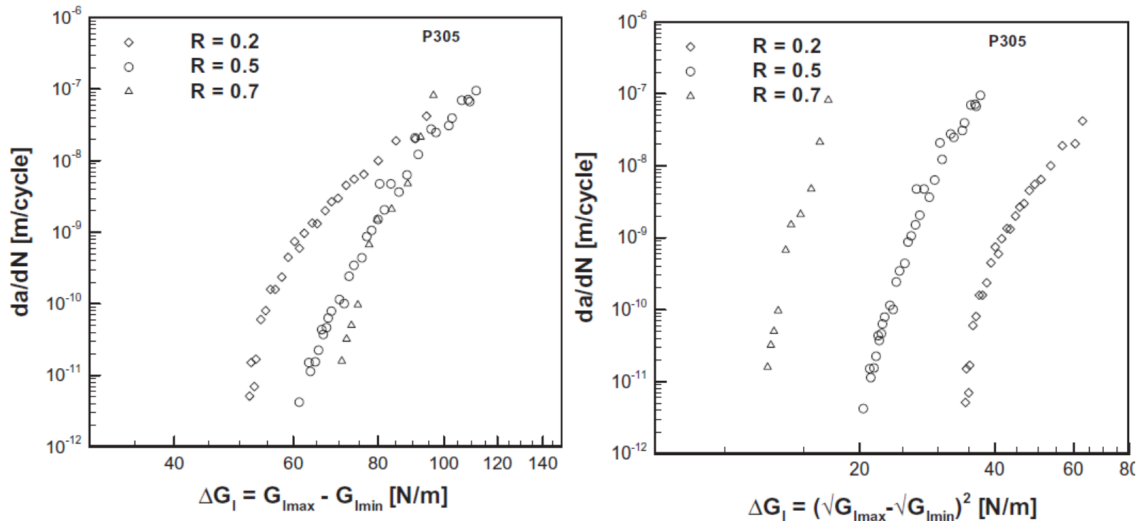


FIGURE 3.12 – Comparaison des ΔG en Mode I [67]

3.4 Bilan

3.4.1 Démarche (Fig.3.13)

L'objectif principal de cette Partie est de *mettre en place des essais de caractérisation de la propagation de délaminage sous chargement vibratoire à fréquence élevée*.

Ces essais de caractérisation en Modes purs seront mis au point (en orange sur la figure) et leurs résultats comparés à ceux des essais classiques réalisés à 10Hz (en vert).

Préalablement aux essais de fatigue, des essais quasi-statiques de caractérisation (en bleu) doivent être réalisés pour chaque Mode étudié afin de déterminer la valeur du taux de restitution d'énergie critique et la loi de complaisance. Ces données sont utilisées pour définir la gamme de cyclage des essais de fatigue.

L'étude bibliographique a montré que dans le cas des sollicitations à fréquence élevée, les effets sur les résultats pouvaient être liés à deux principales causes : l'échauffement du matériau et l'influence de la vitesse de chargement (Partie 3.3.2). Les effets de la vitesse de chargement sont très marqués pour le Mode I (Partie 3.3.1), des essais monotones en Mode I à différentes vitesses de chargement devront donc être réalisés sur le matériau étudié pour permettre d'expliquer les effets de fréquence. L'échauffement du matériau sera quant à lui observé pendant les essais à fréquence élevée.

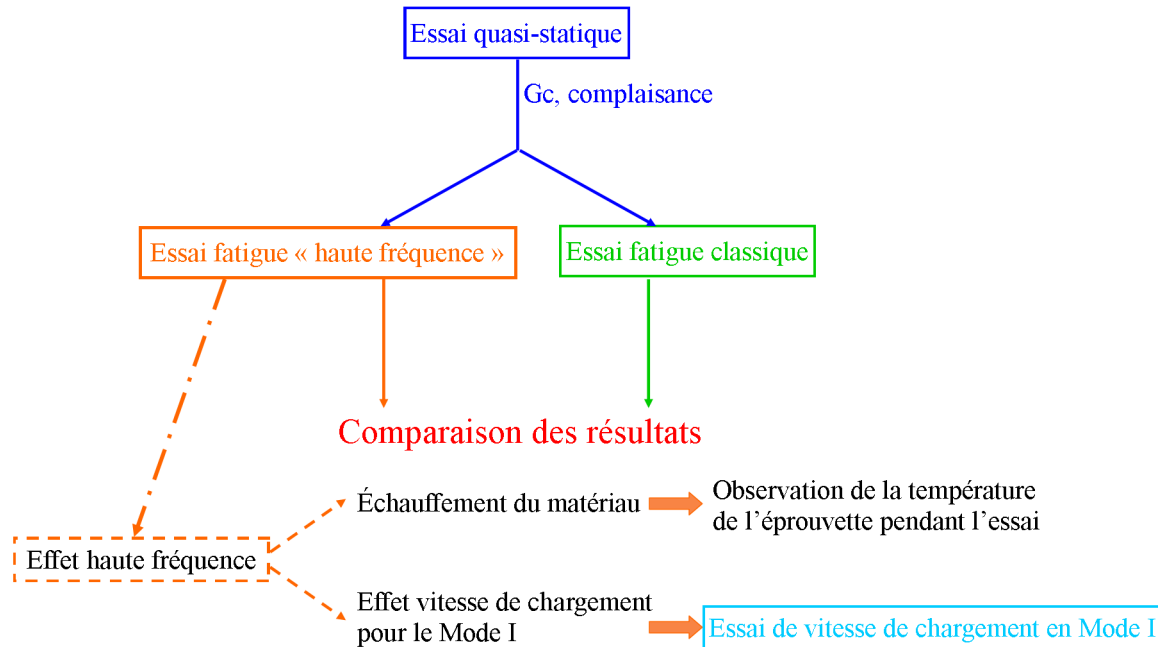


FIGURE 3.13 – Démarche

3.4.2 Choix techniques

Dans cette étude, les essais sur machine hydraulique en Mode I sont réalisés sous la configuration standard DCB tandis que ceux en Mode II utilisent le système ENF (Partie 3.1.1). Cette configuration est choisie pour le Mode II car elle est plus aisée à mettre en place et souvent utilisée dans la littérature. En effet, dans le cas de l'ELS, l'éprouvette est sollicitée à l'extrémité délaminée alors que son bord sain est encastré. Pour reproduire cet essai de flexion pur sur machine hydraulique, il faut permettre à l'extrémité encastrée de translater pendant le chargement. La définition de l'encastrement est donc un point dur de cet essai car il doit être suffisamment léger pour ne pas induire des contraintes de traction-compression dans l'éprouvette pendant l'essai. Dans le cas de l'ENF la flexion pure est assurée, et le problème de mesure de l'effort quand la pointe de fissure est proche du rouleau central peut être évité en limitant la plage de propagation. Les éprouvettes sont choisies unidirectionnelles d'une part pour respecter les standards et d'autre part pour éviter la migration de la fissure vers d'autres interfaces pendant les essais (Partie 3.1.2). Elles sont précaquées en Mode I avant les essais pour éviter une sur-évaluation de la valeur initiale de taux de restitution d'énergie. Le précaquage en Mode II n'est pas possible avec le système ENF du fait de la propagation instable pendant les essais quasi-statiques et un début de propagation en Mode I permet de générer un front de fissure propre. Le début de la propagation du délamination dans l'exploitation des résultats quasi-statiques est détectée au point de non linéarité de la courbe effort-déplacement car celui-ci est considéré comme indicateur d'un endommagement irréversible (Partie 3.1.3.1).

Il a été décidé d'utiliser le pot vibrant comme moyen d'essai en fatigue vibratoire car il permet de faire des essais à fréquence élevée tout en imposant des déplacements conséquents

nécessaires aux essais en propagation de délaminage en fatigue. Un système dédié doit être développé dans le cas des essais en Mode I en s'inspirant de l'essai DCB ; alors que pour le Mode II, la sollicitation de l'éprouvette sur son premier mode de flexion permet un chargement en cisaillement pur. Les niveaux de chargement devront être choisis de sorte à limiter l'échauffement du matériau pendant les essais. La génération de chaleur dans le matériau est un des principaux effets d'une sollicitation à haute fréquence (Partie 3.3.2). Les essais vibratoires devront donc être réalisés avec un suivi thermique.

Les résultats d'essais en fatigue classique et vibratoire seront représentés et comparés sous forme de courbes G-N et de lois de Paris (Partie 3.1.3.2). Pour l'exploitation en courbe G-N, une perte de complaisance de 5% est choisie dans le cas du Mode I pour la détermination du seuil alors que dans le cas du Mode II, une propagation de $0.5mm$ est utilisée. En effet, pour le Mode I les essais classiques et les essais vibratoires sont tous les deux basés sur la configuration DCB ; alors que dans le cas du Mode II, les essais classiques sont de configuration ENF et les essais vibratoires sont réalisés par vibration de l'éprouvette sur son premier mode de flexion plus proche de l'ELS. Ainsi, il est difficile de comparer les résultats des deux types d'essais en Mode II sur une perte de complaisance qui ne suit pas la même loi. La longueur de fissure de $0.5mm$ a donc été choisie, permettant une comparaison plus réaliste des résultats d'essais dans ce cas. De plus, dans le cas de la sollicitation vibratoire en Mode II, le rapport de charge sera à $R = -1$. Or, la configuration ENF ne permet pas un tel rapport de sollicitation. La différence de rapport de charge étant un paramètre influençant fortement les résultats en fatigue (Partie 3.3.3), il devra être pris en compte pour l'analyse de l'effet de la fréquence sur le comportement de fatigue en Mode II.

Les taux de restitution d'énergie sont calculés suivant la méthode de la complaisance expérimentale dans la majorité des cas (Partie 3.2.1). Elle est considérée comme la plus représentative car elle ne prend en compte que les résultats d'essais et ne nécessite pas la connaissance des paramètres matériau. Dans le cas des calculs numériques (Partie 3.2.3), la méthode VCE est utilisée pour la détermination du taux de restitution d'énergie disponible car elle est déjà implémentée sous le logiciel Samcef utilisé dans cette thèse ; les modèles cohésifs seront quant à eux employés pour modéliser la propagation.

Chapitre 4

Matériau et moyens d'essais

Sommaire

4.1 Matériau et éprouvettes	41
4.2 Moyens d'essais	42
4.2.1 Essais classiques	42
4.2.2 Essais vibratoires	44

Ce chapitre présente tout d'abord les propriétés du matériau utilisé pendant toute l'étude et la méthode de fabrication des éprouvettes. Il regroupe, de plus, les différents moyens d'essais utilisés pour la caractérisation de ce matériau par les méthodes classiques et par les méthodes vibratoires.

4.1 Matériau et éprouvettes

Le matériau composite utilisé pour cette étude est le T700/M21 fourni par la société Hexcel©. Ce matériau est un carbone/epoxy à fibres longues présenté sous forme de nappes de $0.25mm$ d'épaisseur.

Les caractéristiques du matériau sain déterminées par Gohorianu [30] sont répertoriées dans le tableau suivant :

$E_{11} = 130000 \text{ MPa}$	$G_{12} = 4750 \text{ MPa}$	$\sigma_{11}R = 2080 \text{ MPa}$	$\epsilon_{11}R = 1.5\%$	$\nu_{12} = 0.33$
$E_{22} = 7700 \text{ MPa}$	$G_{23} = 2750 \text{ MPa}$	$\sigma_{22}R = 55 \text{ MPa}$	$\epsilon_{22}R = 0.7\%$	$\nu_{23} = 0.4$
$E_{33} = 7700 \text{ MPa}$	$G_{13} = 4750 \text{ MPa}$	$\sigma_{12}R = 88 \text{ MPa}$	$\gamma_{12}R = 14.3\%$	$\nu_{13} = 0.33$

TABLE 4.1 – Caractéristiques du T700/M21

Ce matériau est un carbone/époxy dont la matrice est renforcée par l'ajout de nodules thermoplastiques (Fig.4.1). Ces derniers améliorent les caractéristiques résines et notamment la résistance à la propagation de fissure [41].

Des plaques unidirectionnelles de dimension $200 \times 300mm^2$ sont fabriquées par empilement de 20 plis successifs. Afin de créer un délaminage initial, un film Téflon de $25\mu m$ d'épaisseur est inséré dans le plan moyen de la plaque. Celle-ci est mise dans un moule et polymérisée sous presse suivant le cycle standard avec palier d'homogénéisation à $150^\circ C$ et une polymérisation à $180^\circ C$ recommandé par le fabricant (Annexe A). Les éprouvettes sont ensuite découpées dans la plaque aux dimensions $180 \times 25mm^2$ à la scie circulaire à diamant suivant un plan de découpe disponible en Annexe A (Fig.4.2). Les longueurs des éprouvettes sont plus tard adaptées aux essais dédiés. L'épaisseur du film téflonné utilisé est supérieure aux $13\mu m$ recommandés dans l'ASTM-D5528 [7], mais toutes les éprouvettes sont précraquées d'au moins $2mm$ avant les essais pour s'affranchir de son influence.

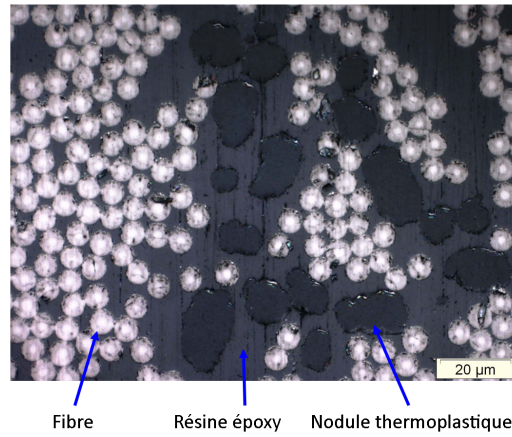
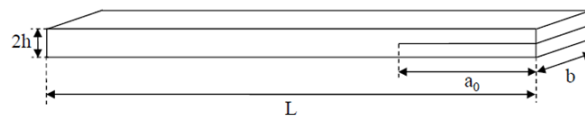


FIGURE 4.1 – Matériau T700/M21 (coupe perpendiculaire au sens fibre)

FIGURE 4.2 – Éprouvette composite : $2h = 5mm$, $b = 25mm$, $L = 180mm$

Des essais préliminaires de vibration de poutres sur pot vibrant ont permis de déterminer les caractéristiques dynamiques du lot de matériau étudié. Les modules ont été extraits par validation numérique des fréquences de résonances en flexion et torsion. La densité a été calculée sur une moyenne d'éprouvettes pesées sur une balance de précision.

Module de flexion (E_f)	100000MPa
Module de cisaillement (G_{12})	4450MPa
Densité (ρ)	1540kg/m ³

Table 4.2: Caractéristiques du lot étudié

4.2 Moyens d'essais

4.2.1 Essais classiques

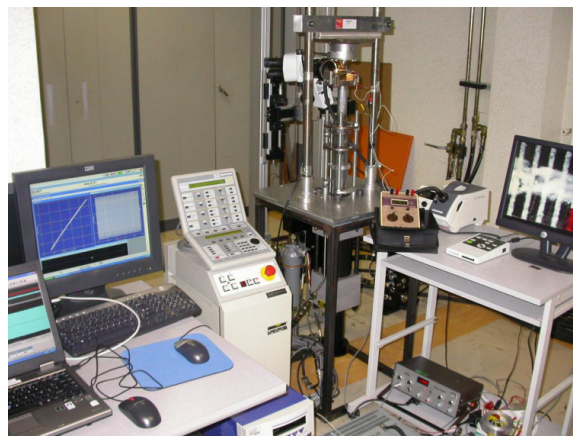


FIGURE 4.3 – Dispositif d'essai hydraulique

Les essais quasi-statiques et les essais en fatigue à $10Hz$ sont réalisés à température ambiante à l'aide d'une machine hydraulique de traction-compression Instron 8800 de $20kN$ de capacité. Celle-ci est pilotée à l'aide des logiciels Wavemaker et MTS. Le capteur de charge utilisé est de $1kN$ pour les essais de type DCB et $5kN$ pour les essais ENF. Les résultats d'essais sont enregistrés à l'aide d'un système d'acquisition de données LDS Nicolet Genesis et post-traités avec le logiciel Matlab (Fig.4.3).

4.2.1.1 Essai DCB

Les essais classiques sont réalisés à l'aide du montage Double Cantilever Beam (DCB) suivant les normes ASTM [7, 8]. L'éprouvette de dimensions $180 \times 25 \times 5mm^3$ est chargée en ouverture par l'intermédiaire des liaisons pivots entre les blocs collés sur l'éprouvette à l'Araldite 2012 et les étriers de charge (Fig.4.4). Ceci permet la rotation des bras de l'éprouvette pendant l'ouverture. La section des blocs utilisés est de dimensions $10 \times 10mm^2$.

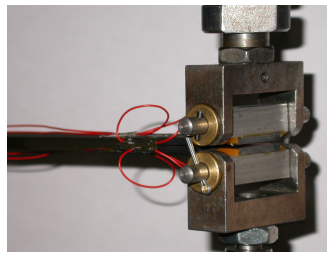


FIGURE 4.4 – Système de chargement DCB

Le suivi de fissure est réalisé à l'aide de jauges de fissure (RUMUL KRACK GAGE S100) permettant d'avoir une mesure précise de la longueur du délaminage en temps réel (Fig.4.5). Celle-ci est collée selon une procédure assurant l'adhérence entre la jauge et l'éprouvette sur toute sa longueur. Avant les essais, les éprouvettes sont pré-craquées en Mode I de $2mm$ pour casser l'amas de résine formé près de l'insert téfloné pendant la polymérisation. Ceci permet aussi de débiter la propagation dans la jauge de fissure pour assurer la concordance des fronts entre l'éprouvette et la jauge.

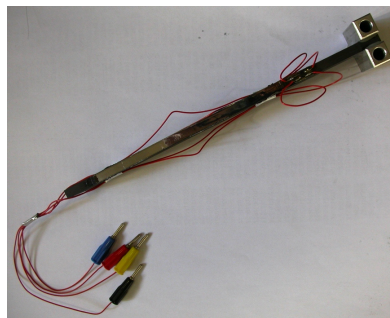
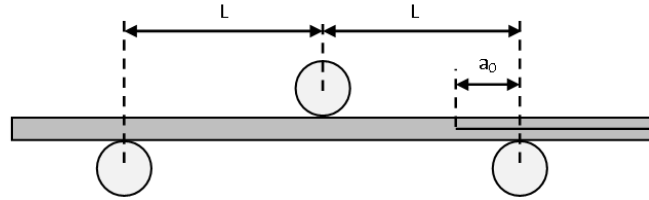


FIGURE 4.5 – Éprouvette DCB (blocs de charge et jauge de fissure)

4.2.1.2 Essai ENF

Les essais classiques en Mode II sont réalisés sur le montage 3-ENF dont les dimensions sont données en figure 4.6. L'éprouvette de dimensions $180 \times 25 \times 5mm^3$ est chargée en cisaillement par l'intermédiaire de rouleaux.

Figure 4.6 – Système 3-ENF $L = 50mm$

Les jauges de fissures n'étant pas utilisables en cisaillement pur, le suivi du délaminage pour le Mode II en fatigue est réalisé par observation du front grâce à un microscope OLYMPUS SZ61. Pour faciliter le suivi de la propagation, des repères ont été réalisés à la peinture blanche tous les millimètres (Fig.4.7). Pour les essais quasi-statiques en Mode II de type ENF, la propagation de délaminage est instable : la fissure se propage instantanément jusqu'au centre de l'éprouvette. Les éprouvettes utilisés pour l'essai ENF sont préalablement précaquées de $2mm$ en Mode I pour casser l'amas de résine formé près de l'insert tefloné pendant la polymérisation.



FIGURE 4.7 – Éprouvette ENF graduation pour le suivi de fissure

4.2.2 Essais vibratoires

Les essais vibratoires sont réalisés au centre DGA Techniques Aéronautiques sur un pot vibrant de grande capacité. L'excitateur électrodynamique a une force nominale en mode sinusoïdal de $40kN$ et une accélération maximale à vide de $100g$. Il est exploité avec le logiciel d'acquisition Istar fourni par Data Physics.

Le suivi en température se fait à l'aide d'une caméra thermique de type Emerald d'une sensibilité comprise entre $3\mu m$ et $5\mu m$. Les données sont post-traitées avec le logiciel Altaïr (Fig.4.8).

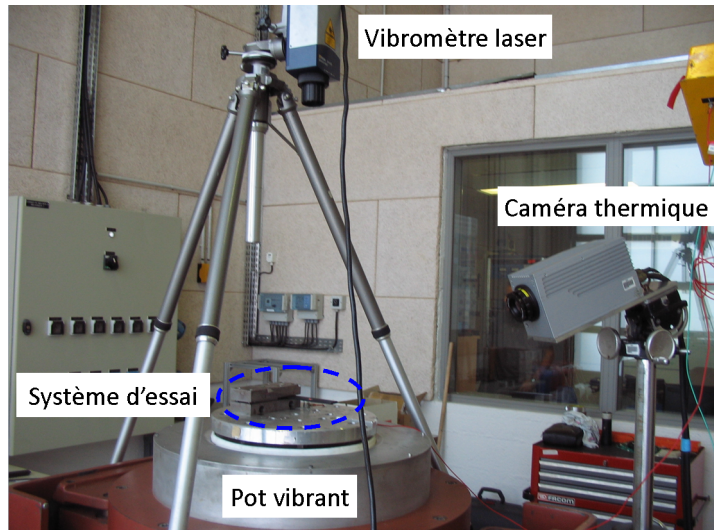


FIGURE 4.8 – Dispositif d'essai vibratoire

Les essais sont réalisés à résonance pour permettre de suivre l'avancée de fissure en temps réel et pour profiter tout au long de l'essai du facteur d'amplification optimal.

La procédure d'un essai dynamique est la suivante :

1. Préparation : Un balayage fréquentiel est réalisé pour cibler la fréquence de résonance pour la sollicitation désirée.

2. Essai : Un cyclage est réalisé à cette fréquence, tout en contrôlant l'amplitude de la sollicitation (endurance à résonance).
3. Suivi : Lorsque le délaminage propage, la raideur de l'éprouvette diminue et par voie de conséquence sa fréquence de résonance [73] (Fig.4.9). Le pot vibrant se recale alors automatiquement sur cette nouvelle fréquence de résonance afin de respecter un déphasage de 90° entre l'accélération injectée et le signal de sortie (accélération ou déplacement).
4. Critère d'arrêt : Le critère d'arrêt retenu est le même que pour les essais classiques, une augmentation de la complaisance de l'éprouvette de 5% pour les essais en Mode I et la propagation du délaminage de 0,5mm pour les essais en Mode II. Comme expliqué précédemment, la taille de délaminage et la fréquence de résonance sont intimement liées. L'utilisation de la loi de complaisance reliant la taille de fissure à la flexibilité de l'éprouvette permet donc de connaître le décalage fréquentiel correspondant au critère d'arrêt.
5. Exploitation des données : les données utilisées sont la fréquence de résonance de l'éprouvette tout au long de l'essai et les paramètres de la sollicitation (déplacement ou effort injecté).

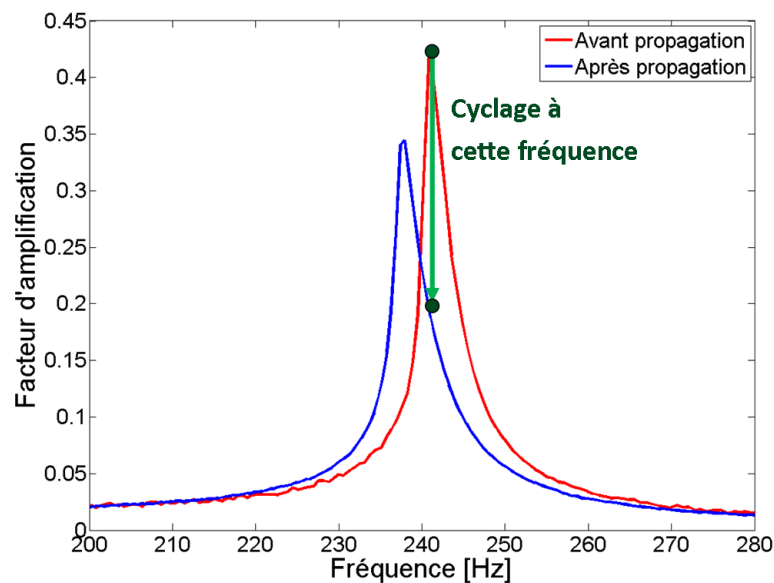


FIGURE 4.9 – Décalage fréquentiel dû à une propagation de délaminage

Chapitre 5

Caractérisation du Mode I sous chargement monotone

Sommaire

5.1	Essais Quasi-statiques (Standards ASTM)	47
5.2	Vitesse de chargement	49
5.2.1	Essais préliminaires	49
5.2.2	Essais complémentaires	50
5.3	Modélisation des essais de vitesses de chargement	58
5.3.1	Mise en place du modèle	58
5.3.2	Mise en place des effets de vitesse dans la loi cohésive	60
5.3.3	Résultats	63
5.4	Bilan	65

Les essais monotones permettent de déterminer le taux de restitution d'énergie critique de propagation en Mode I (G_{Ip}) et la loi de complaisance nécessaires à l'établissement de la gamme de cyclage pour les essais de fatigue. Comme vu dans l'étude bibliographique (Partie 3.3.1), les matériaux composites sont sensibles à la vitesse de chargement en Mode I, ce qui peut affecter leur résistance à la propagation en fatigue à haute fréquence. Des essais sont donc effectués pour étudier l'influence de la vitesse de chargement sur le comportement en propagation du matériau T700/M21 étudié.

5.1 Essais Quasi-statiques (Standards ASTM)

Les éprouvettes sont chargées en ouverture à une vitesse constante de $0.01mm/s$. Cet essai de résistance à la fissuration a été effectué pour différentes tailles de fissure de façon à valider la loi de complaisance et la valeur G_{Ip} sur une large plage. Grâce à la jauge de fissure, les essais sont réalisés d'une traite : sans déchargement de l'éprouvette pour suivre l'avancée de fissure (Fig.5.1a, Fig.5.1b). Les éprouvettes sont d'abord précraquées en Mode I sur une longueur inférieure à $3mm$ pour casser l'amas de résine formé près de l'insert téfloné pendant la polymérisation et pour débiter la fissuration de la jauge.

Les courbes Effort-Déplacement et Fissure-Déplacement sont utilisées pour tracer la loi de complaisance.

La complaisance représente la flexibilité de l'éprouvette et se calcule par la formule suivante :

$$C = \frac{dep}{F} \quad (5.1)$$

avec dep le déplacement imposé et F l'effort.

La loi de complaisance en Mode I s'écrit :

$$C = C_0.a^n \quad (5.2)$$

avec a la longueur de fissure. Les paramètres C_0 et n sont déterminés à partir des données expérimentales par identification en repère log-log (Fig.5.1c).

Comme vu sur la figure 5.1c la loi de complaisance est complètement représentative du comportement de l'éprouvette sur une très large gamme de taille de fissure (de 18mm à 100mm). La méthode de calibration de la complaisance (Eq.5.3) est donc utilisé pour le calcul du taux de restitution d'énergie critique et le tracé de la courbe R (Fig.5.1d).

$$G_I = \frac{nP.dep}{2ba} \quad (5.3)$$

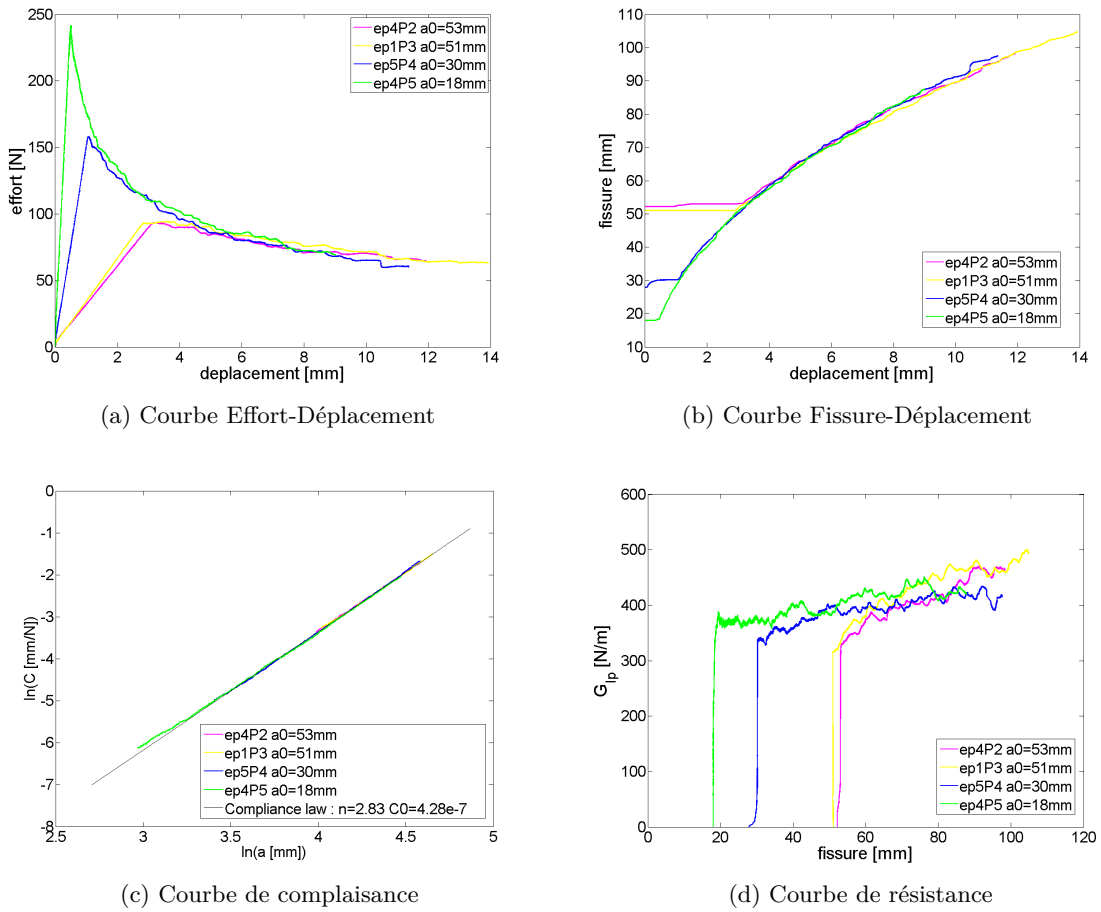


FIGURE 5.1 – Résultats des essais standards

La valeur moyenne du taux de restitution d'énergie critique (G_{Ip}) est d'environ $400N/m$. La courbe de résistance montre une différence de comportement entre les éprouvettes suivant la taille de fissure initiale. En effet, plus la taille de fissure est petite, plus la propagation est franche : le taux de restitution d'énergie atteint tout de suite les $400N/m$ comme le montre la courbe de l'éprouvette ep4P5. A contrario, plus la taille de fissure est grande, plus la rupture est progressive comme observé sur les courbes des éprouvettes ep4P2 et ep1P3. Dans ce cas, le G est de l'ordre de $300N/m$ en propagation initiale, pour tendre en phase de propagation vers les $400N/m$. Ce phénomène peut également s'observer sur les courbes Effort-Déplacement correspondant à une chute de l'effort plus ou moins abrupte. La courbe de l'éprouvette ep4P5, au contraire de celles des éprouvettes avec une longueur de fissure initiale supérieure à 50mm, concorde avec l'iso-G à $400N/m$. Les matériaux composites étant

sensibles à la vitesse de chargement 3.3.1, cette différence de comportement peut s'expliquer par une vitesse de déformation en pointe de fissure plus importante quand la longueur de bras de l'éprouvette est plus courte à iso-vitesse de chargement (V_s). Cette augmentation de vitesse de déformation peut entraîner un début de propagation plus franc et une valeur de G supérieure en propagation initiale (Partie 5.2.2).

Le taux de restitution d'énergie a tendance à augmenter légèrement avec la propagation, ce qui peut s'expliquer par les pontages de fibres observés à cette vitesse de sollicitation (pour de tailles de fissure supérieures à $80mm$).

5.2 Vitesse de chargement

5.2.1 Essais préliminaires

Afin de mieux appréhender les effets de vitesse sur le comportement du matériau T700/M21 en Mode I, plusieurs vitesses élevées de chargement ont initialement été testées sur machine hydraulique : $5mm/s$, $50mm/s$ et $100mm/s$. Les courbes Effort-Déplacement, Fissure-Déplacement et la loi de complaisance sont présentées ci-après.

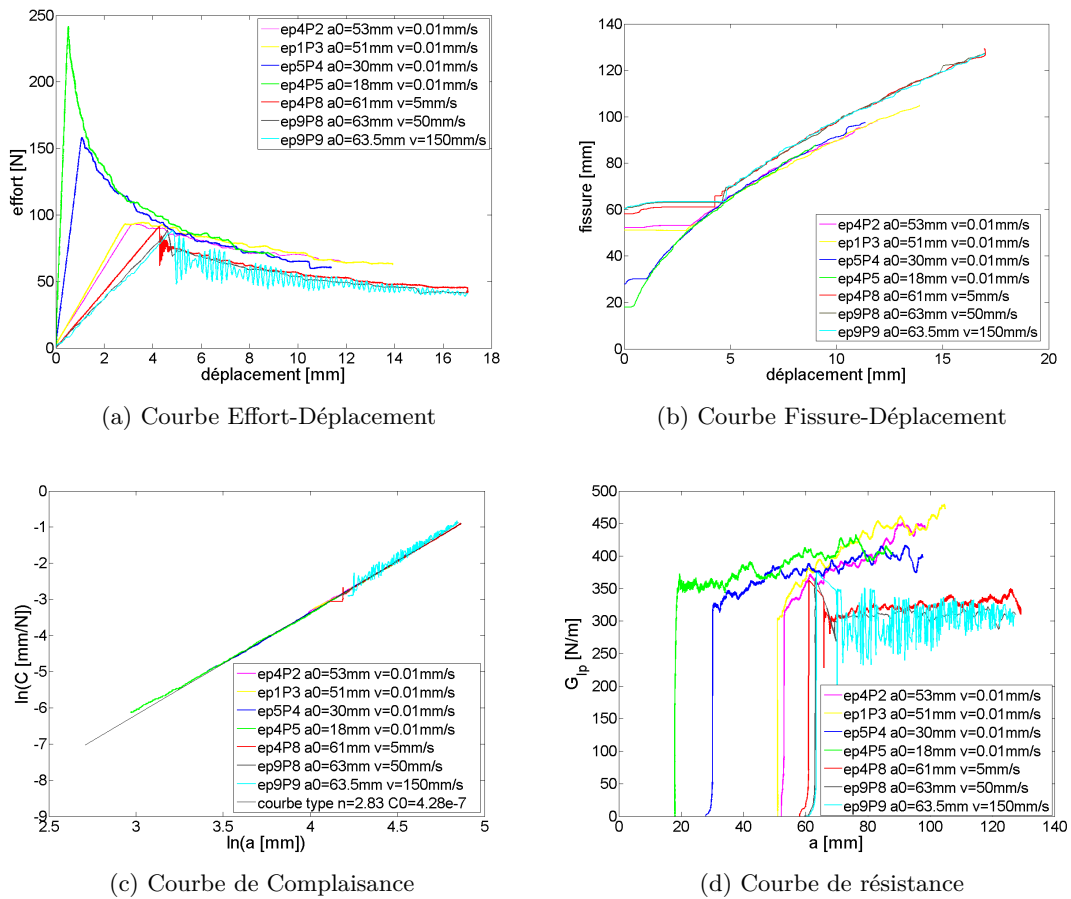


FIGURE 5.2 – Essais préliminaires en vitesse de chargement

La courbe Effort-Déplacement montre une chute brutale de l'effort au début de la propagation pour les éprouvettes testées avec des vitesses de chargement supérieures à $5mm/s$ (Fig. 5.2a) ; ceci s'explique par une propagation brutale de fissure (Fig. 5.2b). Les ondulations observées sur cette courbe sont dues aux ondes vues par le capteur d'effort qui augmentent d'amplitude avec la vitesse de chargement. Le fait que la courbe pour $50mm/s$ ne montre pas ces ondes s'explique par la fréquence d'acquisition accidentellement trop faible utilisée pendant l'essai ($500Hz$ au lieu de $20kHz$).

Une fois le début de propagation passé, les éprouvettes testées à grande vitesse de chargement suivent une autre courbe de propagation : fissure plus grande (et effort plus faible) pour une même ouverture de l'éprouvette (Fig.5.2b).

Mais, la loi de complaisance des éprouvettes reste représentative quelle que soit la taille de fissure et la vitesse de chargement (Fig.5.2c). Ceci est rassurant quant à la cohérence des résultats obtenus.

La courbe de résistance montre que la valeur initiale du taux de restitution d'énergie pour les fortes vitesses de chargement est identique à celle obtenue pour une vitesse de 0.01mm/s (400N/m). Par contre la valeur du taux de restitution d'énergie passe instantanément à 300N/m pendant la phase propagation. Ainsi, lorsque le taux de restitution d'énergie atteint sa valeur critique, la propagation pour les forts taux de sollicitation devient instable sur quelques millimètres (propagation rapide), puis se re-stabilise sur un niveau plus bas d'énergie nécessaire à la propagation.

L'existence de deux taux de restitution d'énergie différents pour les chargements dits statiques et ceux dits dynamiques a déjà été observée par Kusaka dans son étude sur le T300/2500 [44].

5.2.2 Essais complémentaires

Pour aller plus loin dans cette étude et comprendre les mécanismes mis en jeu, des essais ont été réalisés sur des éprouvettes provenant d'un nouveau rouleau de matériau T700/M21 (lot 2). En effet, la quantité de matériau restant ne permettait pas de continuer cette étude et de réaliser tous les essais dynamiques prévus sur le rouleau initial.

Des essais de vitesses de chargement ont ainsi été effectués sur des éprouvettes avec des longueurs de fissure de 50mm . Les différentes configurations testées sont récapitulées en Annexe B avec les courbes correspondantes pour chaque éprouvette. Le nouveau lot de matériau est comparable au précédent puisque les pentes de leurs lois de complaisance sont les mêmes.

Deux principaux comportements de propagation sont observés suivant la vitesse de chargement imposée (V_s) : sollicitation lente et sollicitation rapide.

5.2.2.1 Chargement lent

Les éprouvettes chargées à vitesse lente ($V_s < 0.5\text{mm/s}$) ont une propagation de fissure stable. De plus, comme précédemment concernant l'effet des longueurs de fissures différentes, un phénomène de vitesse de déformation est observé : plus la fissure est sollicitée rapidement, plus la résistance est élevée (F_{max} important) et la rupture brutale (Fig.5.3). A l'inverse si la vitesse de sollicitation est lente, la propagation est progressive.

Cet effet peut se rapprocher du comportement de la matrice époxy en fonction des vitesses de sollicitation en traction. Cantwell et al. [19] ont testé le comportement en traction d'une résine époxy entre 0.01 et 10mm/min . Leurs résultats montrent qu'en augmentant la vitesse de chargement, la contrainte à rupture et le module de traction de la résine époxy augmentent environ de 10% pour 3 décades. Le taux de restitution d'énergie nécessaire à la propagation est donc plus faible en début d'essai pour les vitesses les plus lentes.

Comme le chargement est particulièrement lent, la diffusion de l'endommagement augmente en pointe de fissure avec la propagation [42]. La zone endommagée étant plus importante, l'énergie utilisée dans le processus est plus élevée, ce qui permet de rattraper la valeur de 400N/mm en propagation. La taille de l'endommagement a alors la taille maximale contrainte par les fibres encadrant la zone interplis [27].

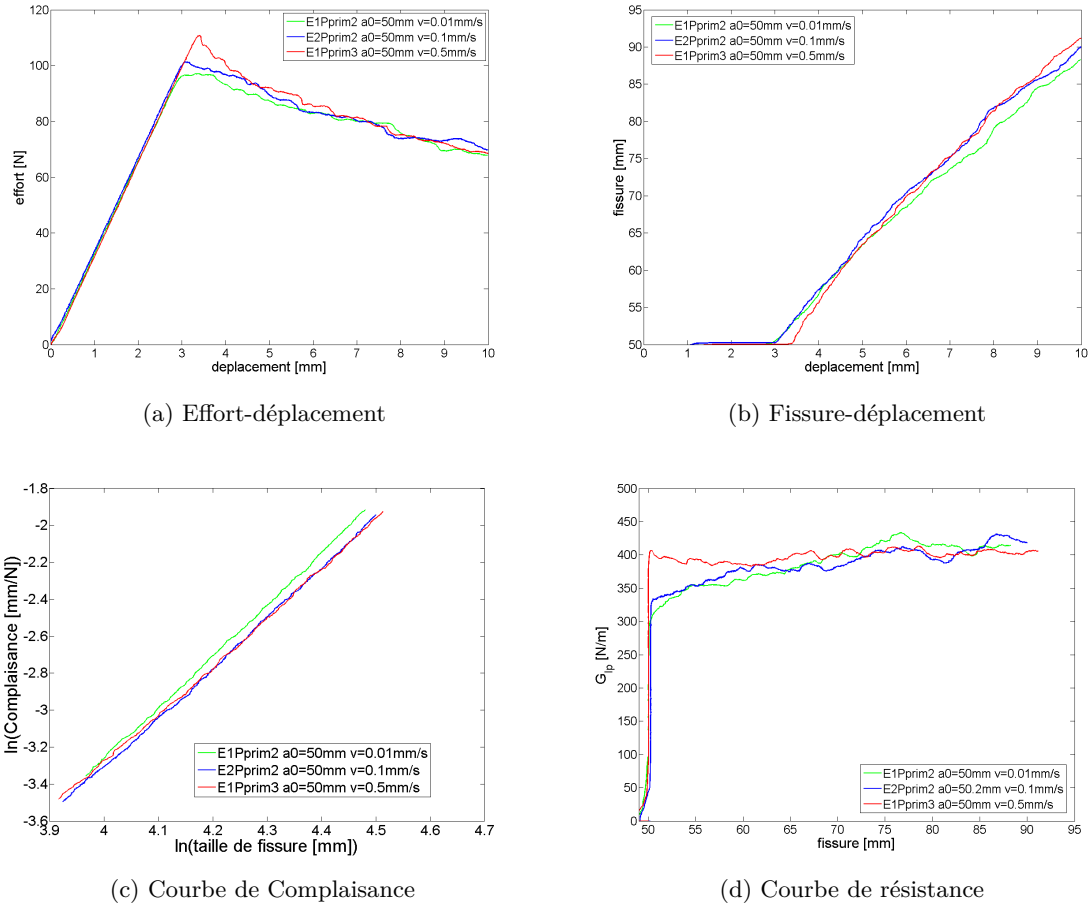


FIGURE 5.3 – Chargement basses vitesses (2^e lot de T700/M21)

La différence de comportement de la résine époxy s'observe sur les fractographies (Fig.5.5). En effet, dans le cas du chargement à 0.5mm/s , la résine semble "couler" (Fig.5.5c) ce qui pourrait être révélateur d'une déformation plastique, alors que pour les vitesses plus basses, elle a un aspect plus fragile (Fig.5.5a et 5.5b).

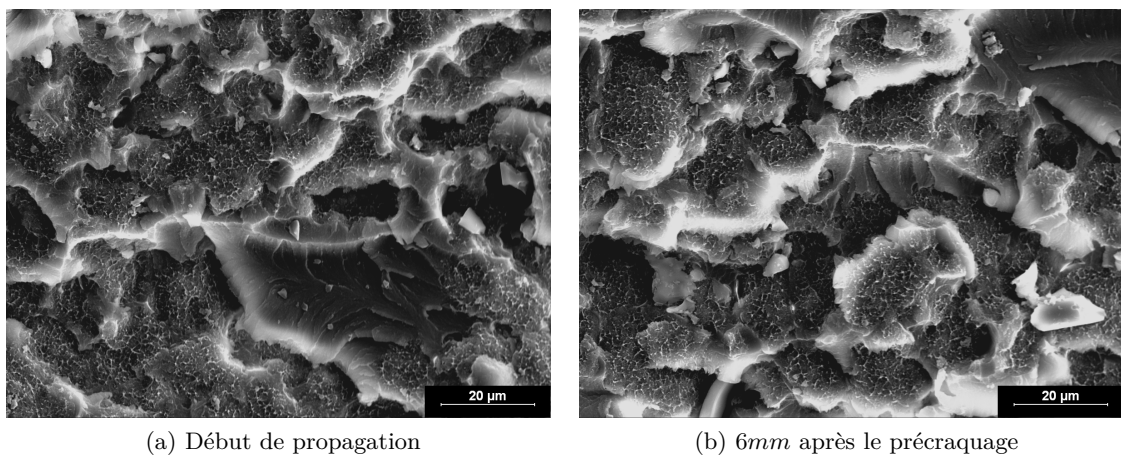


FIGURE 5.4 – Surfaces de rupture matériau $V_s = 0.01\text{mm/s}$

Il semble que dans le cas des basses vitesses, en propagation initiale, le délaminage se propage principalement dans la résine époxy, et à l'interface nodule/époxy (Fig.5.4a). Elle passe par les micro-fissures en bord de nodules générées par le concours des effort en pointe de fissure et des contraintes tri-axiales déjà existantes dans le matériau autour du nodule

du fait de la différence de dilatation thermique entre le thermoplastique et l'époxy [41]. Les aspérités observables sur les nodules sont certainement dues à la déformation plastique en surface du nodule pendant le contournement (Fig.5.4a). Au fur et à mesure que la fissure propage, l'endommagement se diffuse : les branchements de fissures se multiplient menant à un faciès de plus en plus tridimensionnel (Fig.5.4b). Pour le chargement à 0.5mm/s , le début de propagation du délaminage est plus brutal, la résistance de la résine époxy augmente et le délaminage a tendance à passer dans les nodules qui se déforment plastiquement (Fig.5.5c).

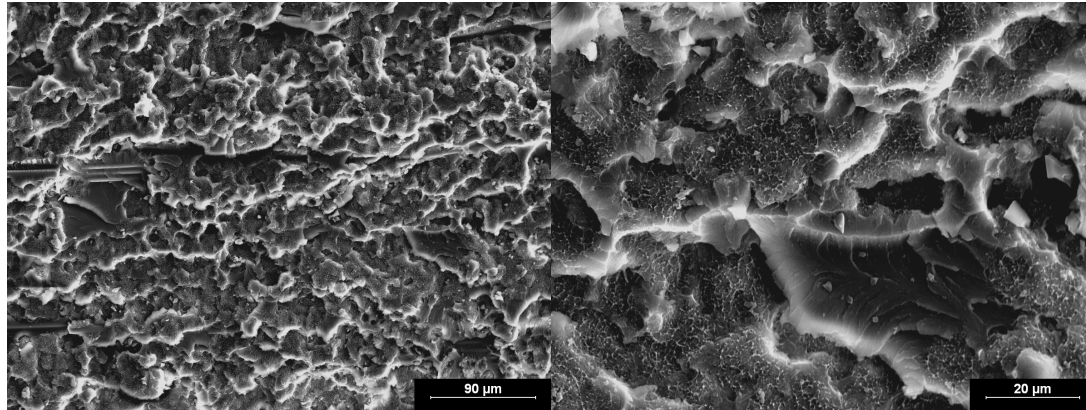
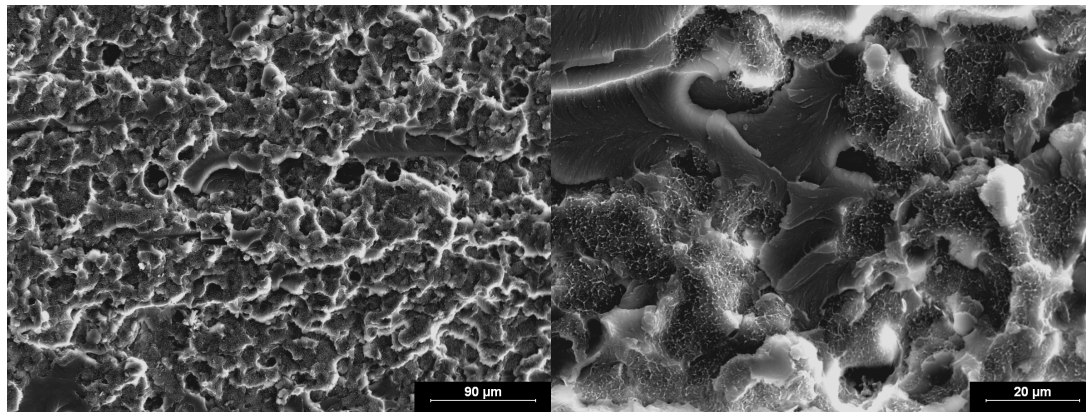
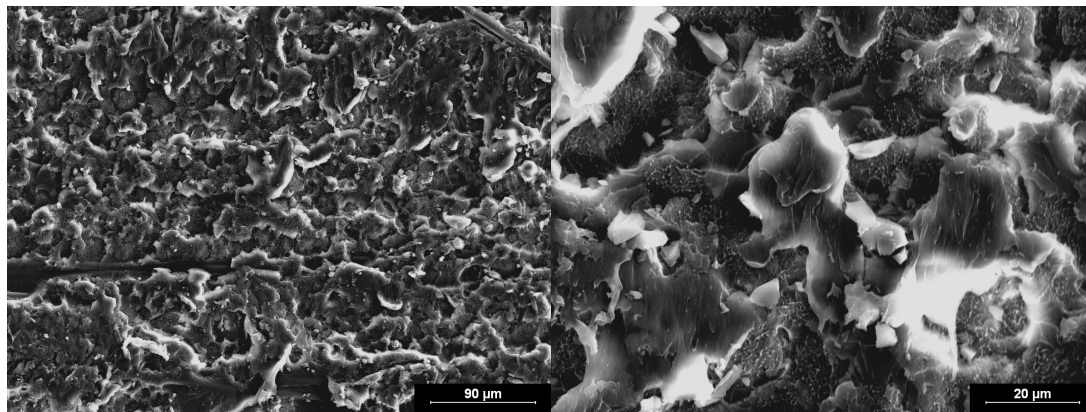
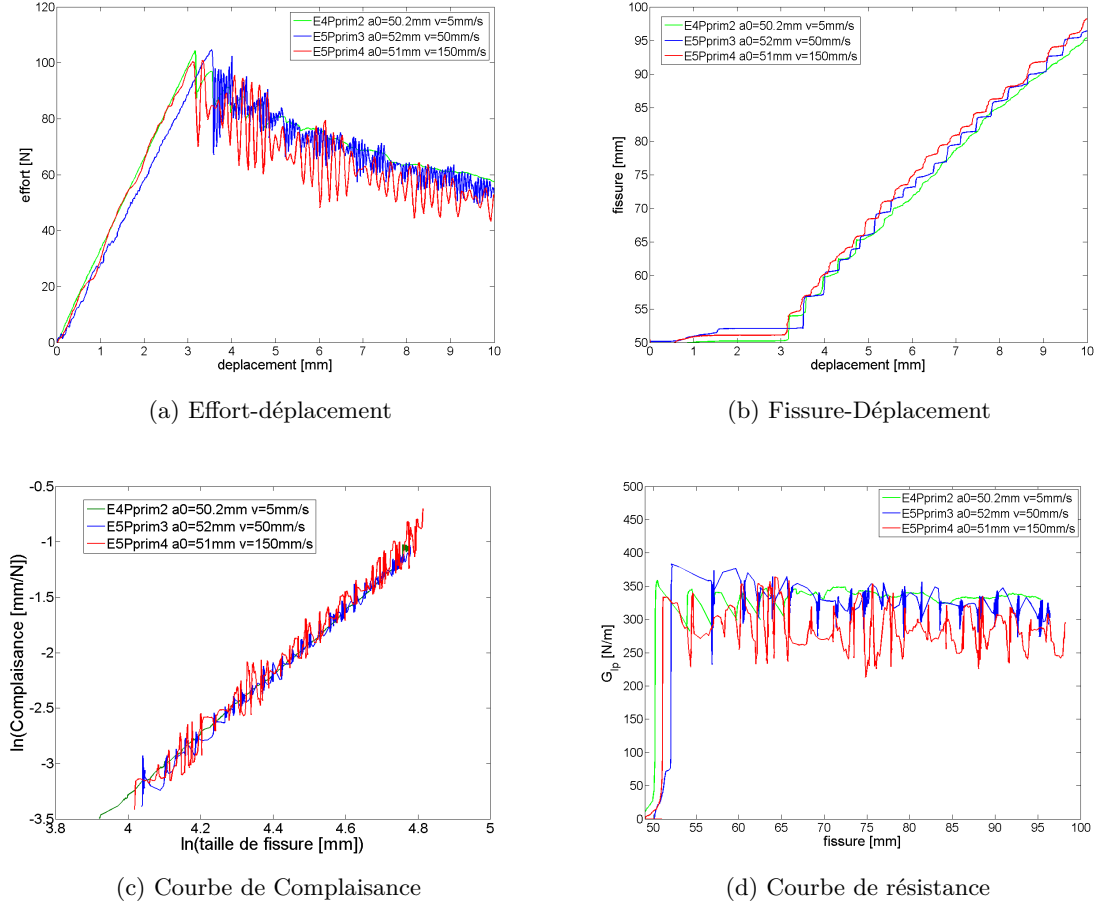
(a) $V_s = 0.01\text{mm/s}$ (b) $V_s = 0.1\text{mm/s}$ (c) $V_s = 0.5\text{mm/s}$

FIGURE 5.5 – Surfaces de rupture matériau

5.2.2.2 Chargement rapide

Les éprouvettes chargées à grande vitesse ($V_s > 5\text{mm/s}$) propagent de manière instable par paliers (Fig.5.6b). La rupture initiale est franche et se situe autour d'une valeur commune d'effort critique (Fig.5.6).

FIGURE 5.6 – Chargement hautes vitesses (2^e lot de T700/M21)

Ce comportement instable observé par Kusaka [44] est expliqué par la différence du taux de déformation en pointe d'une fissure mobile et celle en pointe d'une fissure fixe. En reprenant les expressions d'Atkins [9] pour les vitesses de déformation en pointe de fissure :

$$\dot{\varepsilon}_s \simeq \varepsilon_y \frac{\dot{K}}{K} \quad (5.4)$$

$$\dot{\varepsilon}_m \simeq \pi \left(\frac{E}{K_c} \right)^2 \varepsilon_y^3 \dot{a} \quad (5.5)$$

Avec $\dot{\varepsilon}_s$ la vitesse de déformation en pointe de fissure statique, $\dot{\varepsilon}_m$ la vitesse de déformation en pointe de fissure mobile, ε_y la déformation en pointe de fissure, \dot{a} la vitesse de propagation, K le facteur d'intensité de contrainte (Partie 2.1.3) et \dot{K} sa dérivée en fonction du temps.

Exprimé en taux de restitution d'énergie à l'aide de l'expression 2.9 :

$$\dot{\varepsilon}_s \simeq \varepsilon_y \frac{G_{Ip}}{2G_{Ip}} \quad (5.6)$$

$$\dot{\varepsilon}_m \simeq \pi \frac{E \cdot \varepsilon_y^3 \cdot \dot{a}}{G_{Ip}} \quad (5.7)$$

Dans le cas de l'essai DCB, le taux de chargement \dot{G}_{Ip} et la vitesse de propagation peuvent s'exprimer en fonction de la vitesse d'ouverture imposée V_s et son déplacement dep [44] :

$$\dot{G}_{Ip} = G_{Ip} \frac{2V_s}{dep} \quad (5.8)$$

$$\dot{a} = a \frac{V_s}{2.dep} \quad (5.9)$$

Le ratio des deux vitesses de déformation est donc égal à :

$$\frac{\dot{\varepsilon}_m}{\dot{\varepsilon}_s} = \pi \frac{E.\varepsilon_y^3.a}{2.G_{Ip}} \quad (5.10)$$

En appliquant cette formule à la résine M21 ($E = 3.5Gpa$, $\varepsilon_y = \varepsilon_{max} = 5\%$ [1]) dans le cas le plus défavorable ($a = 50mm$ et $G_{Ip} = 400N/m$) la vitesse de déformation pour une fissure se propageant est 86 fois plus importante que celle pour une fissure stationnaire.

Ainsi, la vitesse de déformation en pointe de fissure est multipliée instantanément par un facteur 86 à la propagation. A cette vitesse de déformation, le taux de restitution d'énergie nécessaire pour propager en dynamique est plus faible (G_{Ip}^{dyn} de l'ordre de $300N/m$). Le délaminage va donc propager de façon instable pour consommer le trop plein d'énergie emmagasiné. A ce stade, la propagation s'arrête, le taux de déformation diminue et le taux de restitution d'énergie passe à sa valeur statique ($G_{Ip}^{stat} = 400N/m$). Lorsque la fissure propage à nouveau, le cycle recommence.

Les faciès de rupture des éprouvettes testées expliquent ce phénomène : une rupture fragile des nodules pendant la phase de propagation instable de fissure y est observable. Les nodules thermoplastiques noyés dans la résine M21 ont pour rôle d'augmenter la résistance de celle-ci à la propagation de fissure. Dans les phases lentes de propagation, le délaminage doit contourner les nodules pour propager, ce qui augmente la surface à endommager, donc l'énergie à consommer pour cette propagation [42]. De plus, ils ont tendance à se déformer plastiquement, comme le démontrent les aspérités des nodules sur les micrographies (Fig.5.7a). Quand la vitesse de déformation atteint une valeur seuil, les nodules sont sectionnés et ne jouent plus leur rôle d'obstacles (Fig.5.7b) : l'énergie nécessaire à la propagation chute instantanément. Cette énergie de propagation à fort taux de déformation reste toutefois plus élevée que celle de la résine thermodurcissable sans additif [41].

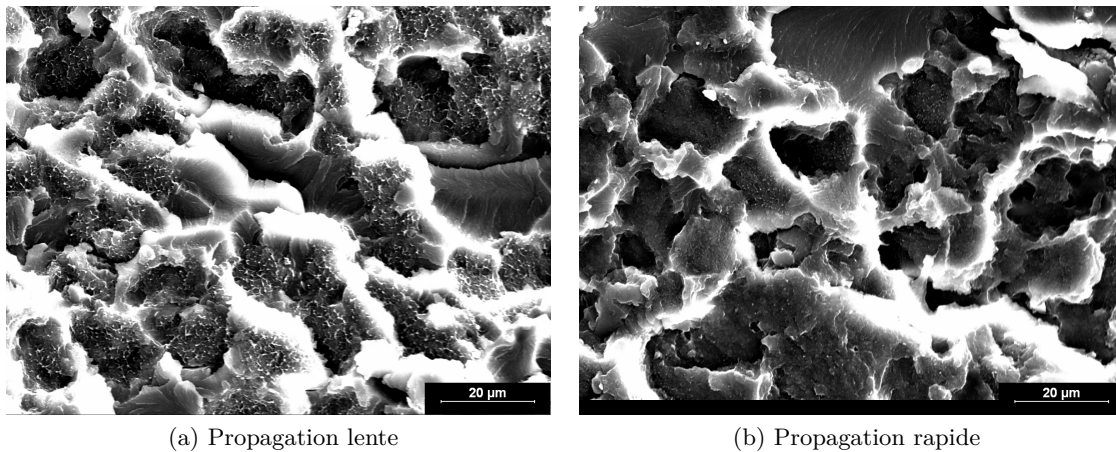


FIGURE 5.7 – Fractographies instabilités

Comme récapitulé dans l'Annexe B, certaines vitesses de chargement sont entre les cas extrêmes de propagation rapide et lente. Après une propagation initiale instable, la fissure se stabilise à un taux de restitution d'énergie de propagation compris, entre le G_{Ip}^{dyn} et le G_{Ip}^{stat} .

Dans le cas des vitesses charnières (0.5mm/s et 5mm/s), l'état de surface de la zone interplis conditionne le comportement des éprouvettes. En effet, il a été observé que les éprouvettes où la zone interplis est sensiblement plane partent en propagation instable. Au contraire dans ces cas de chargement litigieux lorsque cette zone est plus ondulée, la propagation a tendance à se stabiliser (Fig.5.8).

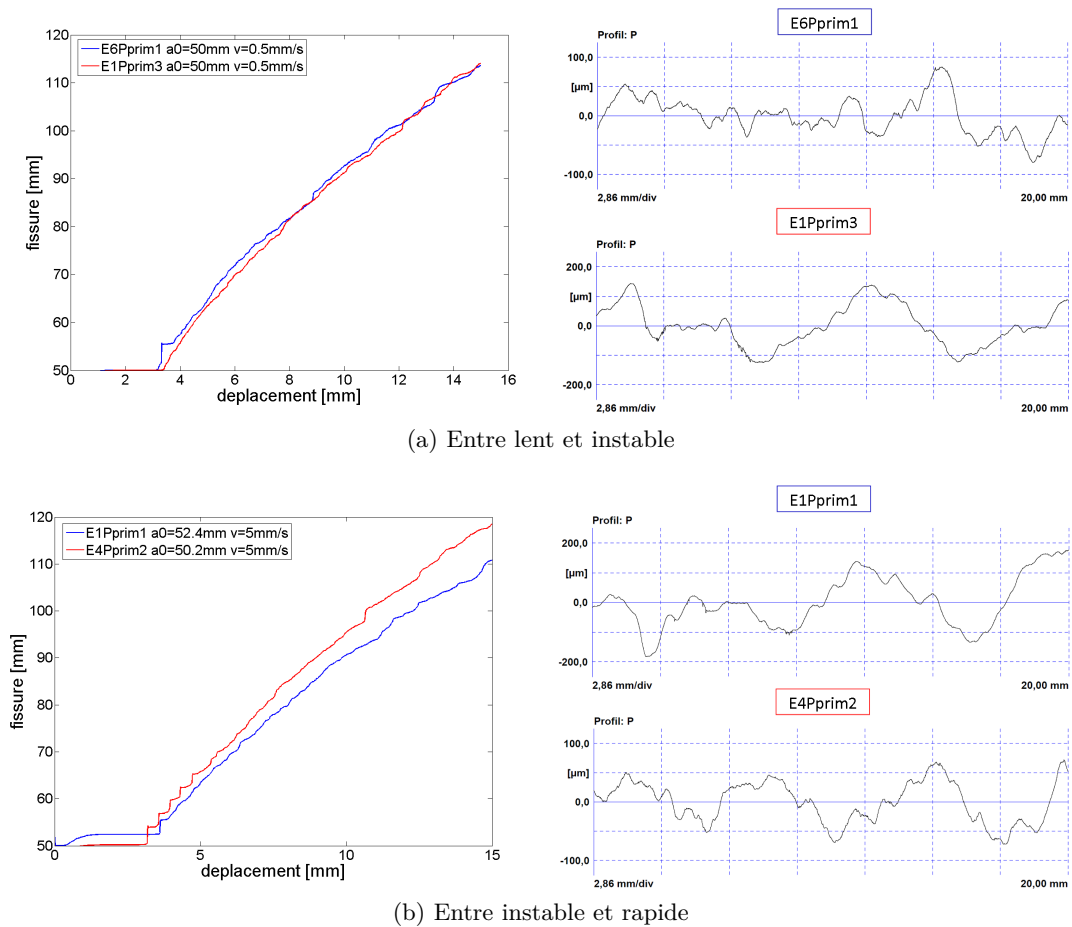


FIGURE 5.8 – Rugosité de faciès et comportement de propagation dans les zones charnières

5.2.2.3 Bilan

Les différents comportements en propagation du matériau T700/M21 en fonction de la vitesse de chargement sont représentés sur la figure 5.9.

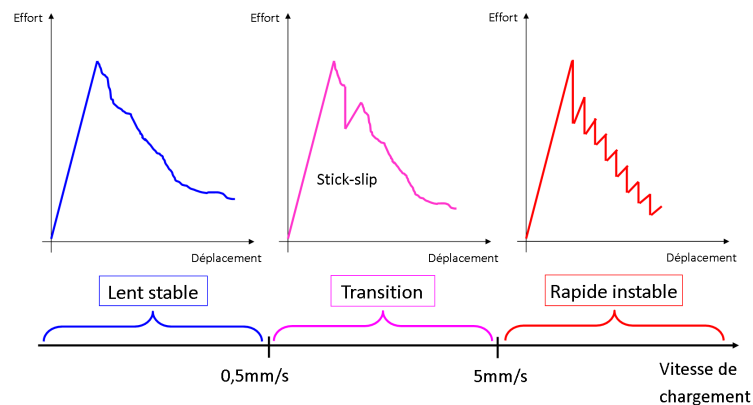


FIGURE 5.9 – Type de propagation en fonction de la vitesse de chargement

Les résultats obtenus pour toutes les éprouvettes testées aux différentes vitesses de chargement sont tracés suivant la représentation choisie par Kusaka et al. conjointement à leurs résultats : $G_{Ip} = f(\dot{G}_{Ip})$ (Fig. 5.10). La zone grisée de la figure représente les résultats de Kusaka et al. pour le carbone époxy T300/2500 et la zone rosée correspond aux résultats en propagation de la T700/M21 du lot 2. La zone hachurée en bleu représente les résultats de propagation du lot 1.

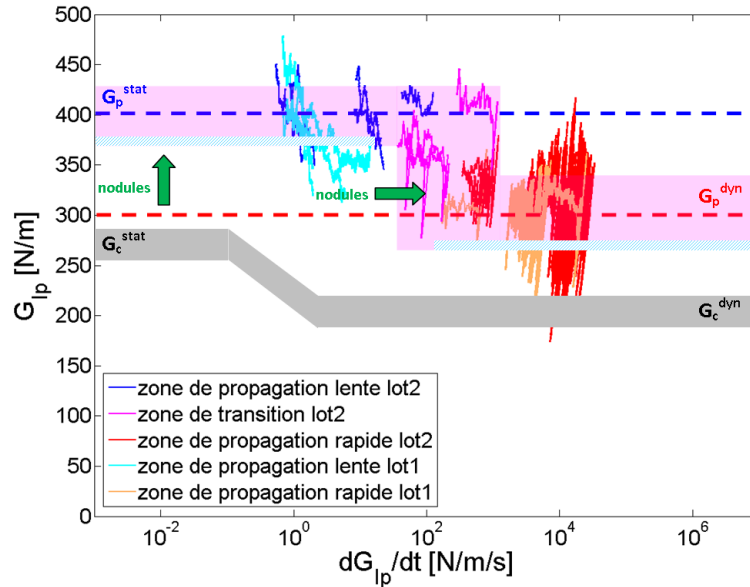
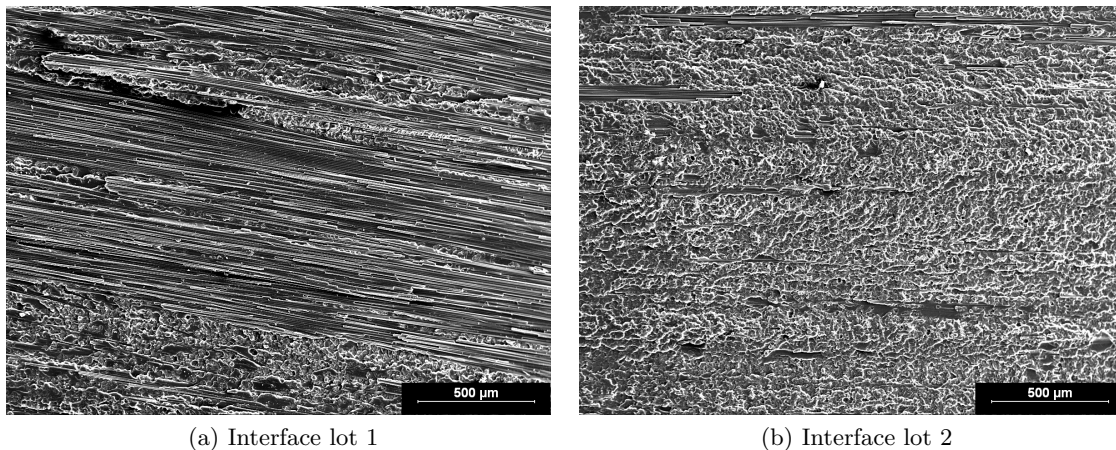


FIGURE 5.10 – Comparaison de la T700/M21 avec la T300/2500 [44]

Pour son matériau Kusaka [44] observe qu'à partir d'une certaine vitesse de chargement, la propagation est stable et le taux de restitution d'énergie nécessaire est égal à G_{Ip}^{dyn} . Les résultats observés pendant les essais préliminaires corroborent ce constat (Partie 5.2.1). En effet, la fissure propage brutalement en propagation initiale puis se stabilise pour un taux de restitution d'énergie égal à G_{Ip}^{dyn} . Pour le lot étudié ici (lot 2), au fur et à mesure que la vitesse augmente, les instabilités s'estompent (Fig. 5.6b) bien qu'elles soient toujours présentes. Cette différence de comportement s'explique par l'utilisation d'un autre lot matériau pour les essais complémentaires. La comparaison des faciès de rupture pour les deux matériaux montre une interface très fibreuse pour le lot 1 utilisé dans l'étude préliminaire et dans toute la suite de la thèse (Fig. 5.11a), alors que dans le lot 2, la résine d'interface est très présente (Fig. 5.11b).

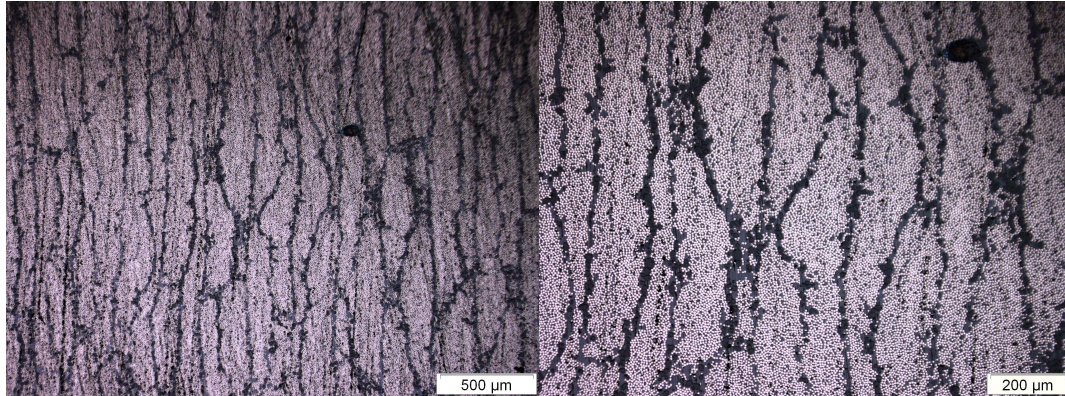


(a) Interface lot 1

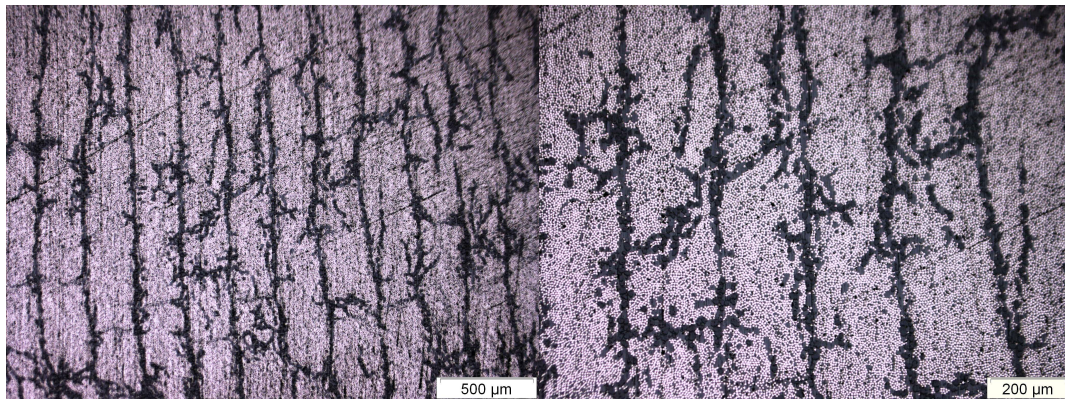
(b) Interface lot 2

FIGURE 5.11 – Surfaces de rupture matériau

La structure des stratifiés justifie cette différence de faciès de rupture. Dans le lot 2, les interfaces résineuses entre les plis sont très marquées ce qui permet à la fissure de s'y propager (Fig.5.12b). Par contre, les interfaces du lot 1 ne sont pas bien définies (Fig.5.12a), les plis ne sont pas délimités clairement. Quand la fissure se propage dans ce matériau, elle ne suit pas d'interface, et va rencontrer très vite des zones fibreuses. Dans ces zones, les nodules thermoplastiques sont très peu présents et ne peuvent donc pas jouer leur rôle et ralentir la propagation (Fig.5.13).



(a) Structure lot 1



(b) Structure lot 2

FIGURE 5.12 – Structure du matériau T700/M21 (coupe perpendiculaire aux fibres)

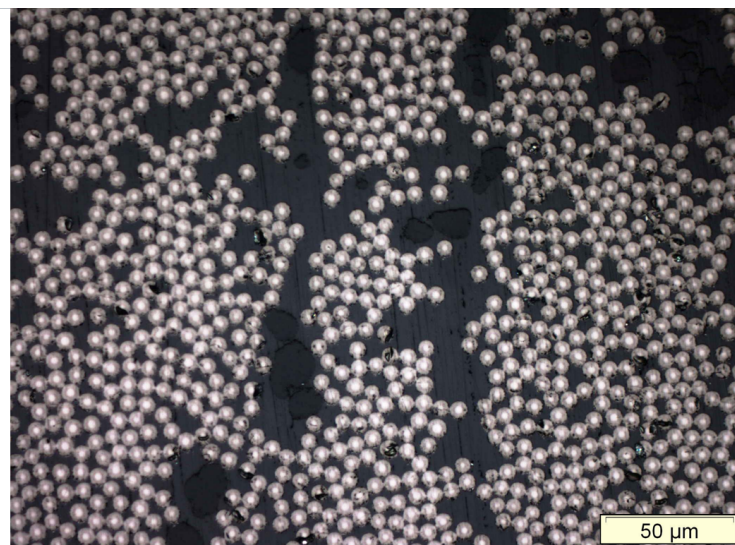


FIGURE 5.13 – Zone fibreuse

La résistance à la propagation est principalement une caractéristique résine et l'apport de nodules :

- améliore la résistance à la propagation car impose à la fissure de contourner les nodules ce qui augmente la surface de rupture ou de les sectionner ce qui augmente l'énergie nécessaire à la propagation [41],
- permet de retarder la zone de transition entre propagation lente et propagation rapide et ainsi de conserver une tenue optimale pour une plus grande plage de chargement (Fig.5.10 flèches vertes). Dans le cas du lot 1 où les nodules ne jouent que partiellement leur rôle, la transition vers une propagation rapide se fait avant et plus franchement que pour le lot 2.

5.3 Modélisation des essais de vitesses de chargement

5.3.1 Mise en place du modèle

Maillage L'éprouvette est modélisée par des éléments de degré 1 en déformation plane avec deux éléments par épaisseur de bras qui est de $2.5mm$ (Fig.5.14). La zone de propagation est raffinée avec une taille d'élément de $0.2mm$ selon la longueur. Le maillage du reste de la longueur de l'éprouvette est progressif de $2mm$ à $4mm$ par élément. Sur la figure de droite à gauche sont représentés les bras de l'éprouvette, puis la zone de propagation où les nœuds sont liés par des éléments cohésifs d'interface et enfin le reste de l'éprouvette.



FIGURE 5.14 – Modélisation de l'éprouvette

Schéma numérique Le schéma numérique de Chung-Hulbert est utilisé car il permet un fort amortissement des hautes fréquences, ce qui stabilise le calcul (Partie 10)

Chargement La forme du chargement a une influence non négligeable sur la stabilité du modèle numérique pour les hautes vitesses. L'utilisation d'un chargement à vitesse constante est trop brutal et induit des oscillations importantes dans la réponse en effort (Fig.5.15b). Un chargement en cosinus inverse permet d'adoucir les déplacements initiaux et réduit ainsi les instabilités (Fig.5.15b). Par contre, la vitesse de chargement n'est pas rigoureusement respectée et la courbe de propagation de fissure est déformée en fin de chargement (Fig.5.15c). Pour allier réduction des instabilités et respect de la vitesse de propagation, un chargement progressif a été mis au point (Fig.5.15). Ce chargement est de forme cosinus inverse sur les deux premiers millimètres de déplacement (là où il n'y a pas encore de propagation), puis à vitesse constante sur le reste de l'essai. Il permet d'obtenir une courbe de propagation de fissure qui tend à suivre l'iso-G. Les paramètres de la fonction cosinus sont adaptés pour que la pente au point de raccordement soit égale à la vitesse de l'essai :

$$\begin{cases} t_1 = \frac{2\pi}{4V_s} \\ [0, 2t_1] \ d = 2(1 - \cos(\frac{\pi t}{4t_1})) \\ [2t_1, t_f] \ d = V_s.t + 2(1 - V_s.t_1) \end{cases} \quad (5.11)$$

avec V_s la vitesse de sollicitation, d le déplacement imposé et t_f la durée de l'essai.

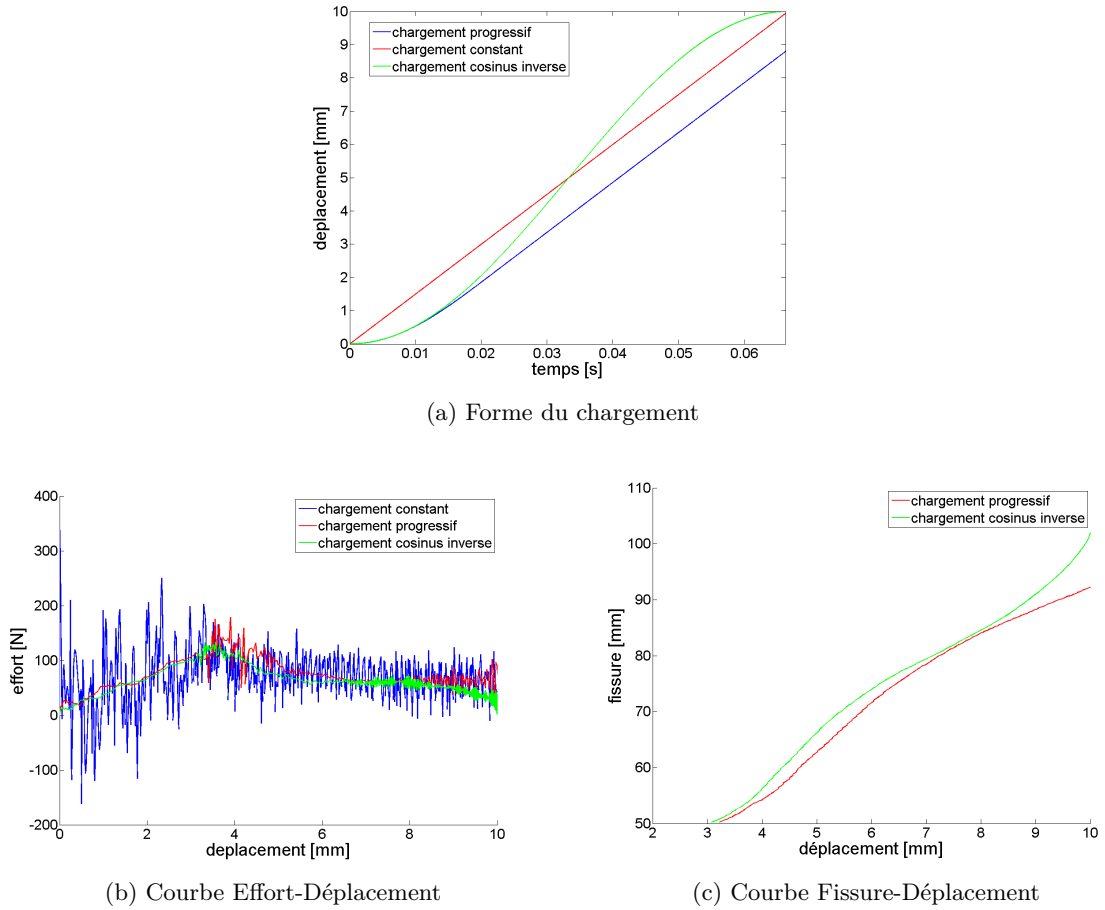


FIGURE 5.15 – Influence de la forme du chargement haute vitesse

Propriétés matériau Le module de flexion du matériau est déterminé numériquement à $107000MPa$ de façon à respecter la raideur expérimentale (Fig.5.16). Les autres propriétés matériau utilisées sont décrites dans la partie 4.1.

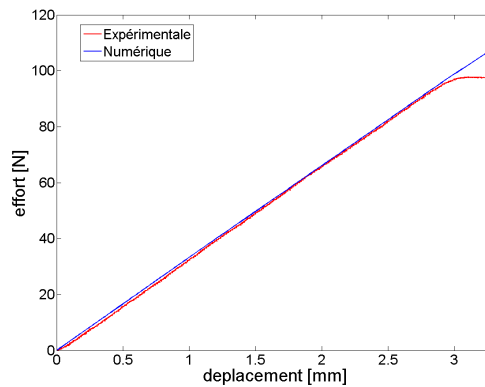


FIGURE 5.16 – Identification numérique du module de flexion

Propriétés d'interface Comme détaillé dans la partie 3.2.3.2, les paramètres à fixer sont : la raideur de l'interface (K), sa contrainte à rupture (σ_0) et la valeur du taux de restitution d'énergie (G_{Ip}).

L'essai le plus difficile à modéliser est l'essai effectué à plus haute vitesse de chargement ($V_s = 150mm/s$), les paramètres du modèle seront déterminés à partir de cet essai.

Le paramètre σ_0 permet de régler la propagation initiale. Comme vu sur la figure 5.17, quand σ_0 augmente la propagation commence plus tôt (comparaison $\sigma_0 = 40Mpa$ et $\sigma_0 =$

70Mpa). Par contre, si σ_0 est trop important, le calcul diverge. La contrainte à rupture a été déterminée à 70Mpa par modélisation de l'essai à $V_s = 150\text{mm/s}$. Cette valeur est cohérente avec l'ordre de grandeur des contraintes de rupture sens transverse relevées sur les matériaux carbone/époxy.

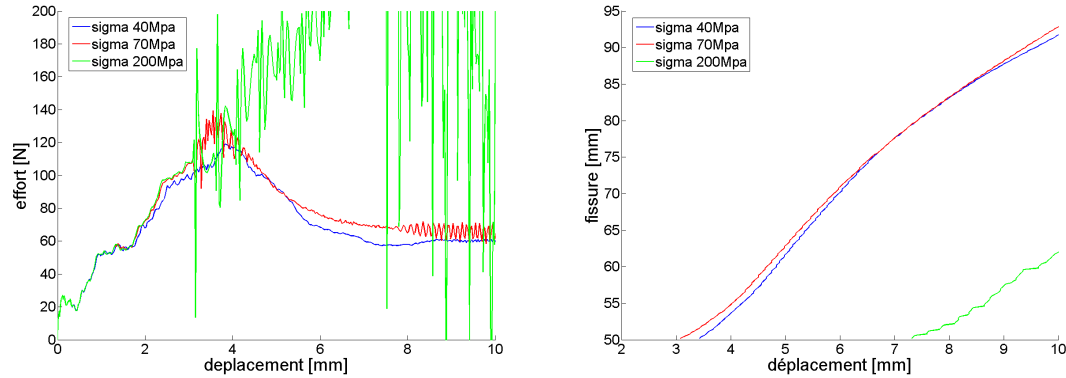


FIGURE 5.17 – Influence du paramètre σ_0

Le paramètre K de raideur d'interface, dans le cas étudié, n'a qu'une légère influence sur la rigidité de l'éprouvette globale. En effet, celle-ci est épaisse (20 plis) et en matériau unidirectionnel. Par contre, un K trop faible provoque des instabilités sur la propagation à grande vitesse de chargement (Fig.5.18). La valeur de K est fixée à 150000N/mm³ pour cette étude.

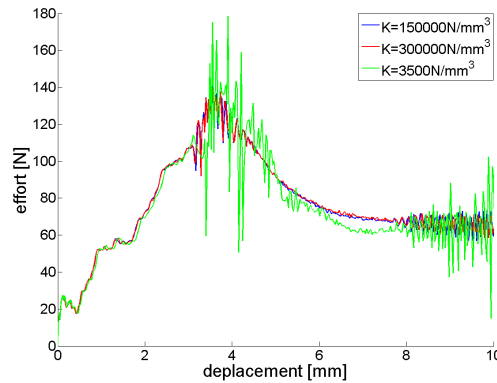


FIGURE 5.18 – Influence du paramètre σ

Remarque Pour faciliter la convergence du modèle de propagation un effet retard peut être ajouté. Il permet d'éviter les augmentations trop brutales d'endommagement. Physiquement, il prend en compte le fait que l'endommagement n'est pas instantané. La vitesse de propagation de l'endommagement est limitée à une vitesse dépendant du paramètre de retard (τ en s), de l'endommagement au pas de temps précédent (d_{n+1}) et de l'endommagement calculé au pas de temps présent (d_n) par l'équation 3.12 :

$$\dot{d} = \frac{1}{\tau} \left(1 - e^{-a(d_{n+1}-d_n)} \right) \quad (5.12)$$

5.3.2 Mise en place des effets de vitesse dans la loi cohésive

Comme vu pendant les essais de vitesses de chargement, le matériau a un comportement à rupture dépendant de la vitesse de déformation en pointe de fissure. Le taux de restitution d'énergie de la loi d'interface doit donc être fonction de la vitesse de déplacement en ouverture des éléments ($\dot{\delta}$).

5.3.2.1 Vitesse de déplacement en ouverture équivalente

La vitesse de déplacement en ouverture équivalente de l'élément est calculée comme suit :

$$\dot{\delta}_t = \frac{\delta_t}{\Delta t} \quad (5.13)$$

avec $\dot{\delta}_t$ la vitesse de déplacement en ouverture de l'élément au pas de temps t , δ_t le déplacements en ouverture de l'élément au pas de temps t et Δt le pas de temps.

Afin d'éviter les variations trop brutales de vitesse de déplacement en ouverture, une vitesse de déplacement en ouverture moyennée avec les 6 pas de temps précédents est utilisée :

$$\dot{\delta}_{moy}^n = \sum_{t=n}^{n-6} \dot{\delta}_t \quad (5.14)$$

avec $\dot{\delta}_{eq}^n$ la vitesse de déplacement en ouverture équivalente retenue pour le pas de temps n .

La vitesse de déplacement en ouverture ainsi calculée est inversement proportionnelle au pas de temps, proportionnelle à l'effet retard et à la valeur de G_{Ip} de la loi d'interface.

Ajustement des paramètres de calcul :

Les paramètres optimaux déterminés pour une vitesse de sollicitation de 150mm/s sont un pas de temps maximal de calcul de $H_{max} = 1.e^{-5}\text{s}$ et un paramètre de retard de $\tau = 1.e^{-6}$.¹

Pour assurer une certaine cohérence du modèle, la vitesse de déplacement en ouverture relevée sur les éléments d'interface doit être proportionnelle à la vitesse de chargement injectée dans l'éprouvette pour un G donné. Ainsi, le déplacement en ouverture maximal généré sur un pas de temps doit être le même pour toutes les vitesses de chargements (Eq.5.15). Sa valeur est fixée par le cas le plus difficile à modéliser : pour une vitesse de chargement de 150mm/s . Pour respecter la proportionnalité des vitesses de déplacement en ouverture à iso- G , l'effet retard est aussi choisi proportionnel à la vitesse de sollicitation (V_s) (Eq.5.16).

$$\Delta\delta_{max} = V_s.H_{max} = 150 \times 1.e^{-5} \quad (5.15)$$

$$\tau = \frac{150}{V_s} \times 1.e^{-6} \quad (5.16)$$

Pour un G_{Ip} de loi d'interface constant (ici 400N/m), la vitesse de déplacement en ouverture est ainsi proportionnelle au chargement (Fig.5.19).

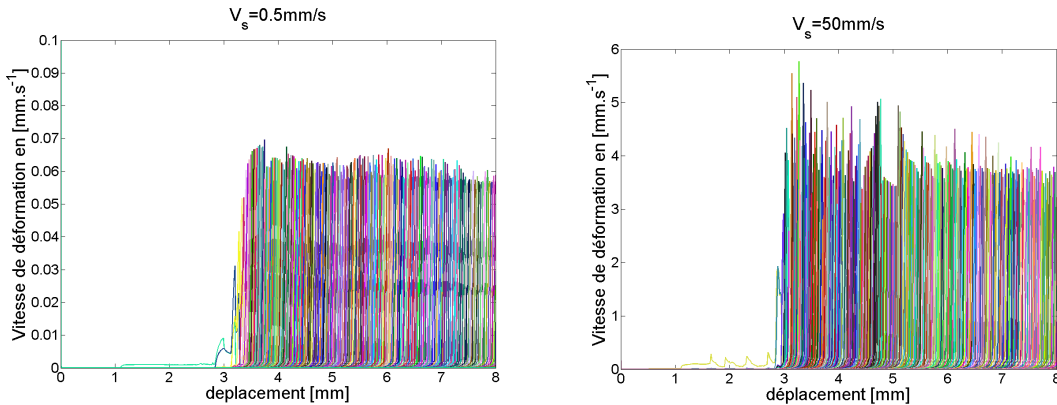


FIGURE 5.19 – Vitesse de de déplacement en ouverture pour différentes vitesses de sollicitation

1. Le paramètre a de la loi de retard est choisi égal à 1 (Eq.5.12)

5.3.2.2 Loi d'interface

Les trois différentes plages de comportement représentées dans la figure 5.20 : chargement lent (bleu), intermédiaire (violet), rapide (rouge) sont traitées différemment dans la loi d'interface cohésive.

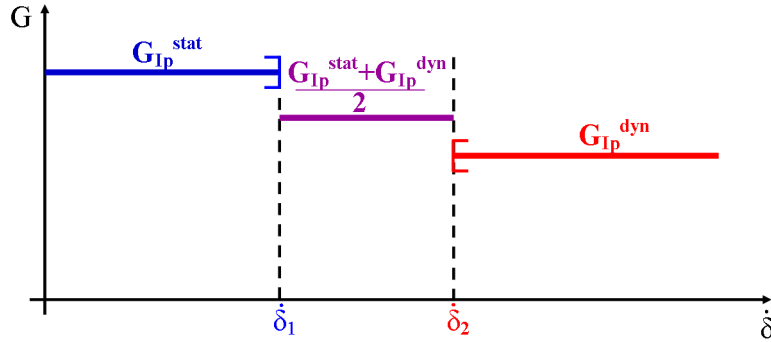


FIGURE 5.20 – G en fonction de la vitesse de déformation

Chargement lent Comme constaté pendant les essais (Partie 5.2.2), la valeur du taux de restitution d'énergie au début de la propagation dépend de la vitesse de chargement. De plus, à partir d'environ $15mm$ de propagation, le taux de restitution d'énergie atteint la valeur de $G_{Ip}^{stat} = 400N/m$. Les résultats d'essai permettent d'identifier une loi logarithmique en $\dot{\delta}$ pour déterminer la valeur de G au début de la propagation. La valeur de G pendant la phase des 15 premiers millimètres de propagation est définie comme linéaire en longueur de propagation (l_{delam}).

Chargement intermédiaire La valeur du taux de restitution d'énergie est choisie comme étant la moyenne de G_{Ip}^{stat} et G_{Ip}^{dyn} .

Chargement rapide La valeur du taux de restitution d'énergie est égale à $G_{Ip}^{dyn} = 300N/m$.

La fonction régissant la loi d'interface est la suivante :

$$\text{paramétrage} \quad \left\{ \begin{array}{l} \dot{\delta}_1 = 0.1mm/s \\ \dot{\delta}_2 = 0.2mm/s \\ G_{Ip}^{stat} = 0.400N/mm \\ G_{Ip}^{dyn} = 0.300N/mm \end{array} \right.$$

fonction

$$\left\{ \begin{array}{l} si \ \dot{\delta}_{moy}^n \leq \dot{\delta}_1 \\ G_1 = 2.24e^{-2} \log(\dot{\delta}_{moy}^n) + 4.47e^{-1} \\ G_{Ip} = G_1 + (G_{Ip}^{stat} - G_1) \times \frac{l_{delam}}{15} \end{array} \right. \quad (5.17)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} si \ \dot{\delta}_1 < \dot{\delta}_{moy}^n < \dot{\delta}_2 \\ G_{Ip} = \frac{(G_{Ip}^{stat} - G_{Ip}^{dyn})}{2} \end{array} \right. \quad (5.18)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} si \ \dot{\delta}_{moy}^n \geq \dot{\delta}_2 \\ G_{Ip} = G_{Ip}^{dyn} \end{array} \right. \quad (5.19)$$

5.3.3 Résultats

Chargement lent Le comportement à faible vitesse de sollicitation est globalement retrouvé (Fig.5.21). La simulation numérique est représentative tant au niveau de l'évolution du chargement qu'au niveau de la propagation du délaminage.

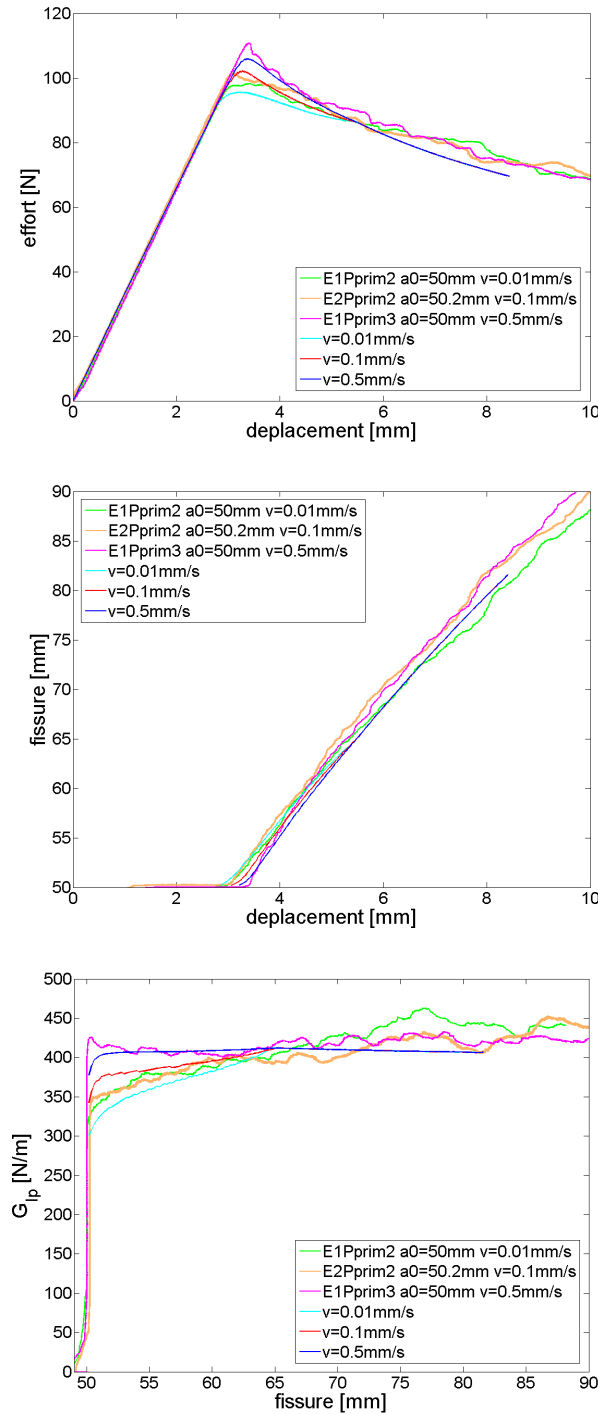


FIGURE 5.21 – Chargement lent

Chargement intermédiaire L'alternance des phases de propagation instable et de propagation stable peut être représentée avec le modèle numérique pour une vitesse d'ouverture des éléments proche d'une vitesse charnière de zone ($\dot{\delta}_1$ ou $\dot{\delta}_2$) comme c'est le cas ici pour $V_s = 1\text{mm/s}$ (Fig.5.22).

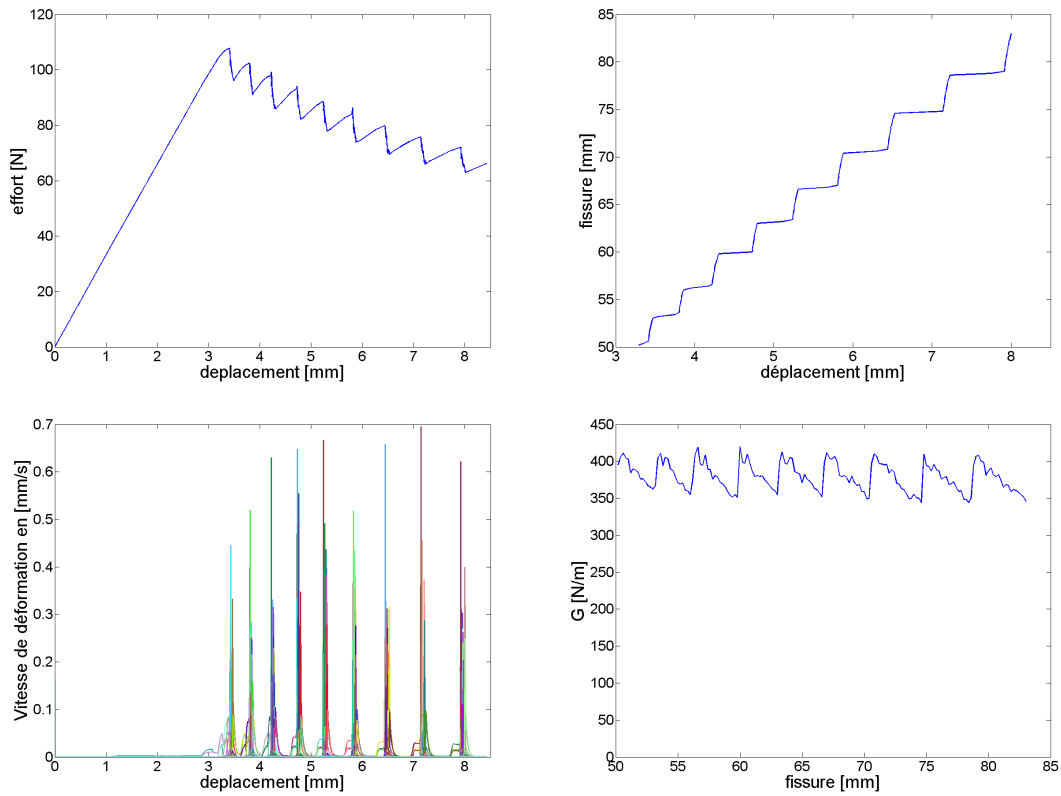


FIGURE 5.22 – Chargement intermédiaire

Chargement rapide L'allure générale des résultats d'essais pour les chargements à vitesse élevée est retrouvée (Fig.5.2.2.2).

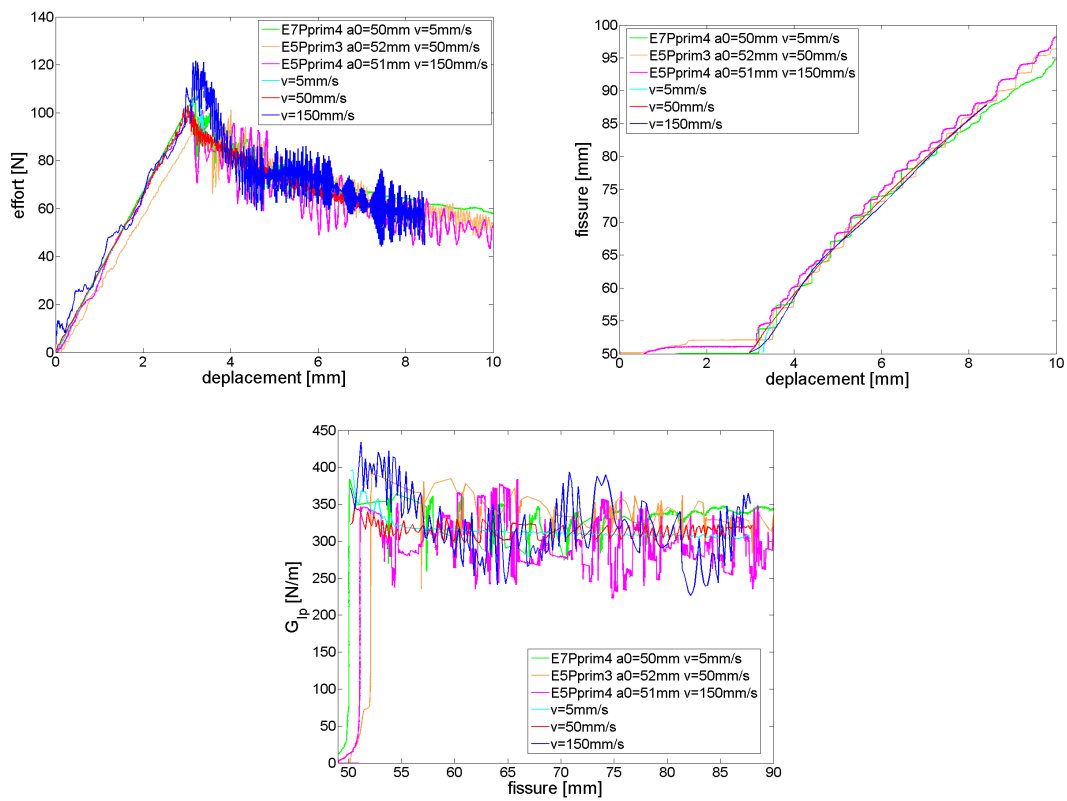


FIGURE 5.23 – Chargement rapide

Au niveau des courbes Effort-Déplacement, les valeurs numériques d'effort en propagation initiale sont représentatives de la réalité d'essais (Fig.5.24). La valeur moyenne d'effort à propagation est cohérente avec les résultats d'essai.

Comme dans le cas de l'essai, à $V_s = 150\text{mm/s}$ (Fig.5.24 en bas) des oscillations apparaissent pendant la phase de chargement de l'éprouvette avant la propagation. Pour ce chargement, la fréquence porteuse des oscillations numériques pendant la phase de propagation est du même ordre de grandeur que celle des oscillations d'essai.

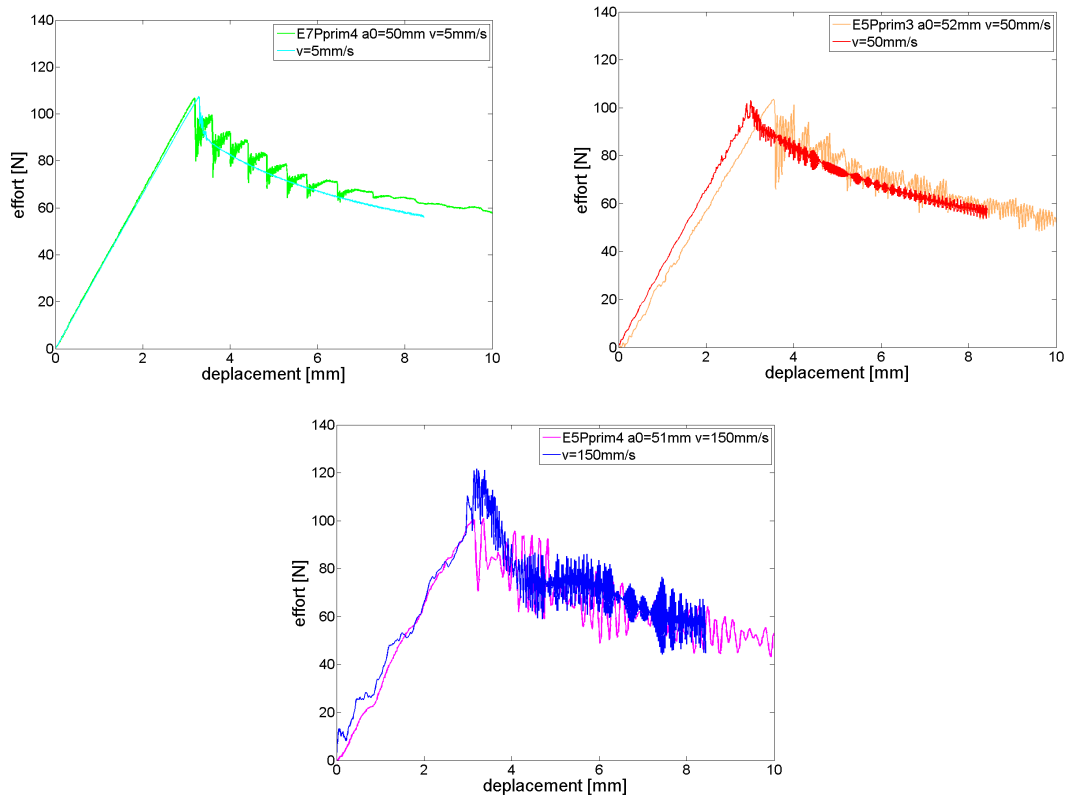


FIGURE 5.24 – Effort-Déplacement

5.4 Bilan

Des essais à différentes vitesses de chargement ont été réalisés en Mode I sur des éprouvettes DCB en matériau T700/M21 pré-fissurées à 50mm . Ce matériau est sensible à la vitesse de chargement et présente deux comportements distincts.

Pour les vitesses de chargement inférieures à 0.5mm/s , plus la vitesse est élevée plus la propagation initiale est brutale. Le taux de restitution d'énergie critique de propagation moyen est de 400N/m .

Dans le cas des vitesses de chargement supérieures à 5mm/s , le taux de restitution d'énergie critique moyen est de l'ordre de 300N/m . Pour le lot de matériau utilisé dans la suite de la thèse, la propagation de délaminage est stable à ces vitesses. Le lot utilisé pour l'étude complémentaire en vitesse de chargement est quant à lui plus résineux, la fissure se propage par paliers d'instabilité. Les nodules présents dans la résine M21 permettent d'augmenter le taux de restitution d'énergie critique à bas taux de chargement comme celui à haut taux de chargement. Ils permettent aussi de repousser la zone de transition entre ces deux comportements comparativement à un matériau carbone/epoxy classique (Partie 5.2.2).

Les essais complémentaires ont été simulés sous le module Mécano de Samcef à l'aide d'éléments d'interface. La loi de comportement cohésif de l'interface a été exprimée en fonction de la vitesse d'ouverture des éléments. Les paramètres identifiés pour cette loi donnent des

résultats de modélisation représentatifs des résultats d'essais tant pour les hautes que pour les basses vitesses de chargement.

Chapitre 6

Caractérisation de fatigue en Mode I

Sommaire

6.1	Essais de fatigue classique	67
6.1.1	Conditions d'essai	67
6.1.2	Exploitation des données	68
6.2	Caractérisation en fatigue vibratoire	71
6.2.1	Conditions d'essai	71
6.2.2	Conditions expérimentales et procédure d'essai	73
6.3	Comparaison des résultats en fatigue	77
6.3.1	Effet de fréquence	77
6.3.2	Effet de vitesse de chargement	78
6.4	Bilan	79

L'objectif de ce chapitre est de mettre en place une méthodologie de caractérisation en fatigue en Mode I à fréquence élevée. Celle-ci permettra entre autre d'évaluer l'effet de la fréquence sur le comportement en fatigue du matériau T700/M21. Comme l'éprouvette DCB est chargée par flexion des bras, le déplacement nécessaire à la propagation est assez conséquent. Avec les machines classiques, il est difficile d'obtenir en même temps une haute fréquence d'essai et un grand déplacement. C'est pourquoi un système d'essai a été dimensionné pour charger l'éprouvette en ouverture à résonance à l'aide d'un pot vibrant. Dans la première partie de ce chapitre, le matériau sera caractérisé en fatigue sur machine hydraulique par la méthode standard à $10Hz$ [8]. Le système d'essai à haute fréquence sera ensuite présenté et les données des essais vibratoires à $100Hz$ exploités par une méthode dédiée. Les résultats matériau des deux caractérisations seront ensuite comparés et explicités.

6.1 Essais de fatigue classique

6.1.1 Conditions d'essai

Les essais en fatigue sont réalisés à une fréquence de $10Hz$ par pilotage en déplacement sur une machine hydraulique de traction-compression avec un capteur d'effort de $1kN$. Le rapport de sollicitation choisi est de $R = 0.1$.

$$R = \frac{dep_{min}}{dep_{max}} \quad (6.1)$$

La propagation de délaminage est suivie à l'aide d'une jauge de fissure. La procédure suivie respecte la norme ASTM [8].

6.1.2 Exploitation des données

La loi de complaisance en fatigue est supposée suivre la loi de complaisance statique (Fig.5.2c).

Le taux de restitution d'énergie est donc calculé par la méthode de la complaisance :

$$G_{I_{max}} = \frac{n P_{max} dep_{max}}{2ba} \quad (6.2)$$

Où G_{max} est le taux de restitution maximal atteint pendant un cycle, P_{max} la charge maximale et dep_{max} le déplacement maximal, b la largeur de l'éprouvette et a la longueur de fissure.

6.1.2.1 courbe $G - N$

Six éprouvettes ont été utilisées pour déterminer la courbe en seuil de propagation $G - N$ qui lie le taux de restitution d'énergie maximal atteint par cycle (G_{max}) et le nombre de cycles nécessaire à la propagation du délaminage (N_c). Certaines éprouvettes ont donc permis de déterminer plusieurs seuils. Dans ce cas, un précraquage a été réalisé entre deux essais successifs pour éviter les erreurs de détermination dues au cumul d'endommagement en pointe de fissure.

La courbe $G - N$ qui suit une loi linéaire en log (Eq.6.3) est tracée et les paramètres matériau déterminés (Fig.6.1).

$$G_{max} = p \cdot N_c^m \quad (6.3)$$

N_c est défini dans la norme [8] comme le nombre de cycles nécessaire à une augmentation de la complaisance de 5%.

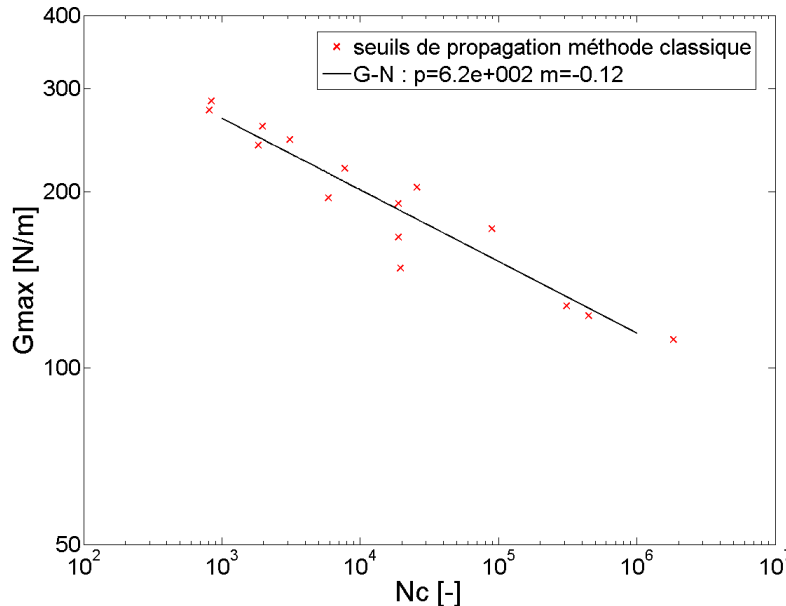


FIGURE 6.1 – Courbe de seuils de propagation G-N en Mode I à 10Hz et $R = 0.1$

Bien que cette méthode soit plébiscitée par l'ASTM, la majorité des auteurs utilisent la loi de Paris pour caractériser la propagation de délaminage en fatigue (Partie 3.1.3.2). Brunner [14] en propose d'ailleurs une nouvelle procédure standardisée pour la fatigue en Mode I.

6.1.2.2 Loi de Paris

Trois éprouvettes ont été utilisées pour identifier la relation entre la vitesse de propagation ($\frac{da}{dN}$) et G_{max} .

Il a été choisi d'utiliser des variables adimensionnées pour représenter la loi de Paris, ainsi G_{max} a été divisé par le taux de restitution d'énergie critique (G_{Ip}^{stat}) (Partie 5.1).

$$\frac{da}{dN} = k \left(\frac{G_{max}}{G_{Ip}^{stat}} \right)^n \quad (6.4)$$

où N est le nombre de cycles.

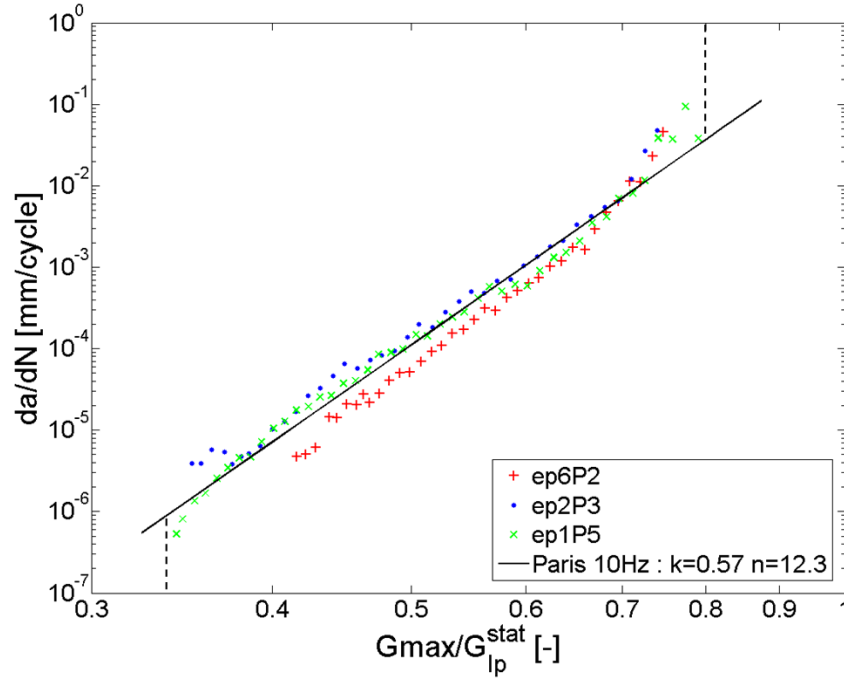


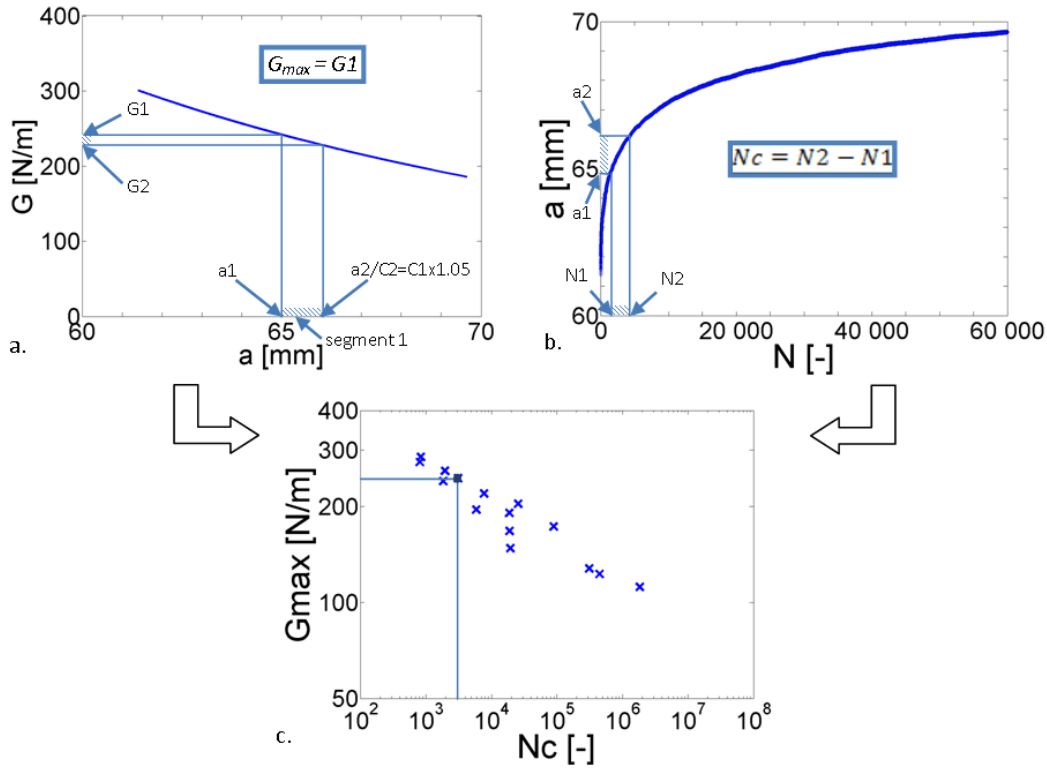
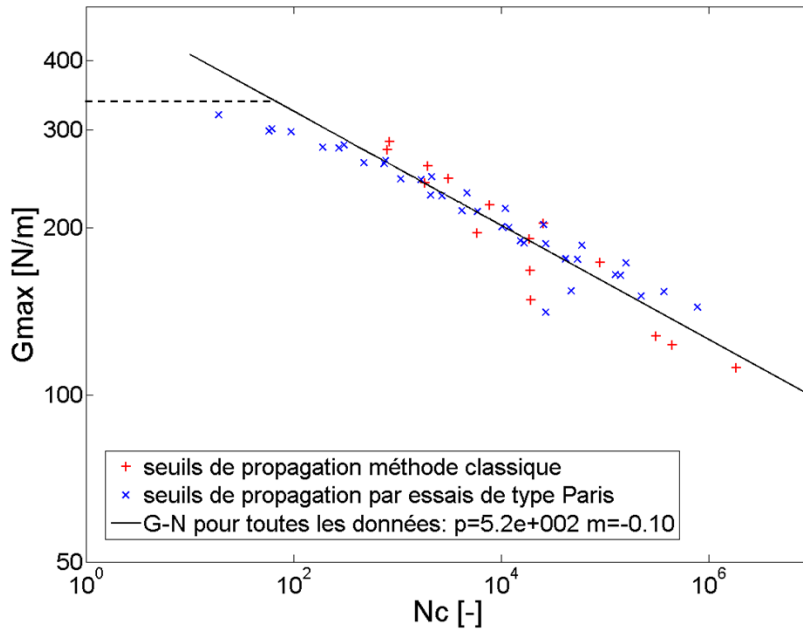
FIGURE 6.2 – Loi de Paris Normalisée en Mode I à 10Hz et $R = 0.1$

La courbe de Paris obtenue présente une variation linéaire classique avec les deux déviations : pour les forts et faibles ratios de taux de restitutions (en pointillés sur la figure 6.2). Le seuil de non-propagation est estimé être autour de $140 \pm 15 N/m$ en prenant en compte la précision de mesure.

Les résultats des différentes éprouvettes suivent clairement une loi de Paris indépendante de la longueur de propagation (Fig.6.2). La longueur de propagation nécessaire à couvrir toute la plage d'étude de la loi de Paris est limitée : pas plus de 22mm. De ce fait, les essais en fatigue n'ont pas donné lieu à des pontages de fibres. Les changements de complaisance observés sont donc directement liés à une propagation de fissure.

Ainsi, une courbe $G-N$ peut être extrapolée des résultats des essais de Paris en découpant la propagation totale en segments représentant chacun un seuil de propagation. Le nombre de cycles permettant d'atteindre le seuil de propagation est défini dans la norme comme étant celui nécessaire à une augmentation de la complaisance de l'éprouvette de 5% [8].

La longueur totale de propagation est donc découpée en segments de longueur nécessaire à une augmentation de complaisance de 5% (Fig.6.3a.). Le taux de restitution d'énergie est calculé par la méthode de la complaisance pour chaque point du segment (Eq.5.3). Le nombre de cycles permettant de propager le délaminage du premier au dernier point du segment est déterminé (Fig.6.3b.). Ces données sont ensuite utilisées pour tracer la courbe $G-N$ point par point (Fig.6.3c.).


 FIGURE 6.3 – Traitement des données pour tracer la courbe $G - N$ en Mode I

 FIGURE 6.4 – Courbe $G - N$ standard et courbe extraite des résultats de Paris à 10Hz et $R = 0.1$ en Mode I

La courbe de seuils de propagation trouvée est très proche de celle tracée avec la méthode classique (Fig. 6.4). Cette courbe obtenue par la méthode d'extrapolation est donc appropriée et permet de gagner un temps non négligeable d'essai. Pour les faibles nombres de cycles, la courbe tracée par les données de Paris dévie de la droite d'interpolation pour les valeurs de G importantes. Son intersection avec l'axe vertical représentée par le ligne en pointillée détermine un G statique équivalent. Cette valeur seuil estimée pour un cycle semble alors être

comprise entre 300N/m et 350N/m ce qui est cohérent avec la courbe de résistance statique (Fig.5.1d) et la représentation de Paris (Fig.6.2). En revanche, le seuil de non-propagation n'apparaît pas sur la courbe $G - N$, car dans cette plage de G la variation de complaisance est trop faible pour en extraire des points.

6.2 Caractérisation en fatigue vibratoire

6.2.1 Conditions d'essai

6.2.1.1 Présentation du système

Les essais en fatigue vibratoire sont basés sur l'application du principe de résonance et sont réalisés au moyen d'un pot vibrant. Le système de chargement de l'éprouvette ressemble à une machine inertielle de traction-compression (Fig.6.5, Annexe C).

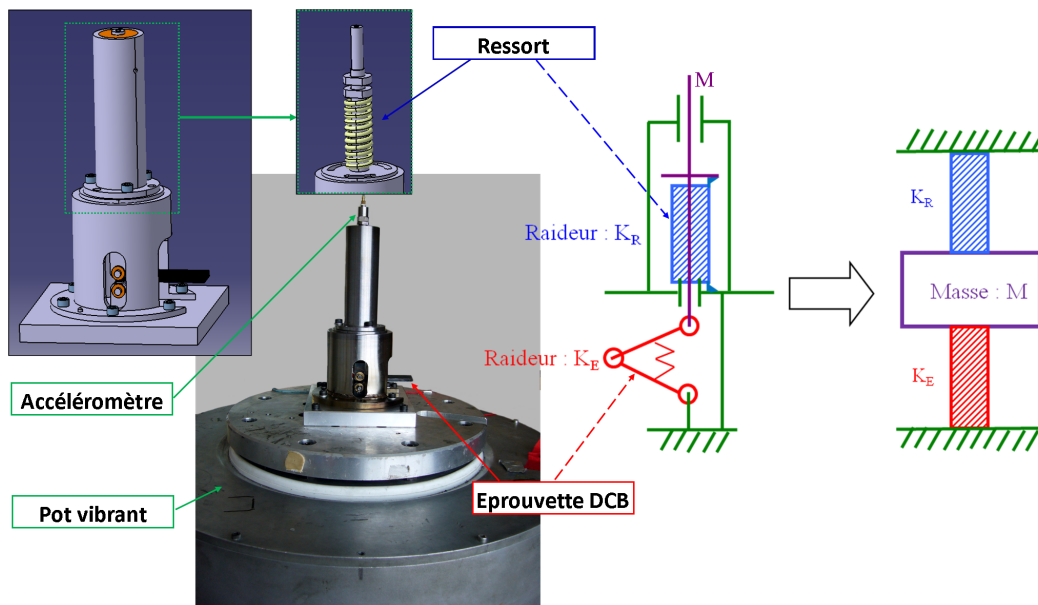


FIGURE 6.5 – Schéma cinématique du système d'essai en Mode I

Sa dynamique est celle d'un système Masse-Ressorts où l'éprouvette est représentée par sa raideur d'ouverture. Un ressort est monté en parallèle de cette éprouvette; la mise en compression de ce ressort permet de fixer l'ouverture initiale de l'éprouvette et ainsi de définir le niveau moyen de la sollicitation (F_{moy}) (Partie 6.2.2.1).

Pendant l'essai, le pot vibrant génère une accélération sinusoïdale qui provoque la mise en mouvement de la masse M et donc la sollicitation de l'éprouvette autour de sa position d'équilibre. La fréquence d'excitation est choisie égale à la fréquence de résonance du système dynamique afin de bénéficier du facteur d'amplification lié à la résonance.

La fréquence de résonance du système global dépend de la masse (M), de la raideur d'ouverture de l'éprouvette (K_E) et de la raideur du ressort (K_R). K_R est choisie inférieure à K_E pour permettre un réglage précis de l'ouverture de l'éprouvette. M doit être la plus faible possible et K_E la plus élevée possible afin d'obtenir une fréquence de résonance du système la plus élevée possible.

Le réglage du cyclage à amplitude constante (F_{amp}) est réalisé par l'asservissement du niveau de l'accélération de la masse M (Partie 6.2.2.2 et Fig.6.6).

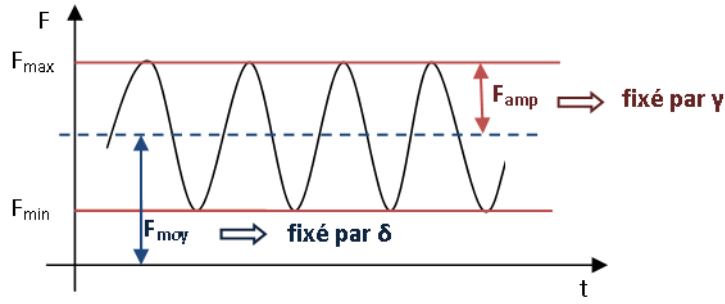


FIGURE 6.6 – Définition du cycle de sollicitation

Le rapport R de la sollicitation est complètement déterminé par F_{moy} et F_{amp} :

$$R = \frac{F_{min}}{F_{amp}} = \frac{F_{moy} - F_{amp}}{F_{moy} + F_{amp}} \quad (6.5)$$

Les essais en fatigue vibratoire sont réalisés pour un rapport de chargement $R = 0.1$ et à une fréquence de résonance de $100Hz$ (pour le système de chargement et l'éprouvette présentée dans la partie suivante).

6.2.1.2 Éprouvette

Une éprouvette spécifique a été mise en place pour les essais vibratoires. Elle est de forme semblable à celle de l'essai DCB. Cependant pour s'adapter aux contraintes d'un essai dynamique, les longueurs de fissure et de l'éprouvette ont été modifiées ($L = 80mm$, $b = 25mm$, $h = 2.5mm$ et $a_0 = 30mm$ Fig. 4.2). Les dimensions des blocs de charge sont les mêmes que pour l'éprouvette DCB classique (Partie 4.2.1.1). La longueur de fissure initiale en comparaison à celle conseillée dans la norme ne requiert pas l'utilisation de correction dans le calcul du taux de restitution d'énergie [7].

Comme le premier mode de flexion de l'éprouvette ne doit pas perturber la dynamique du système, l'éprouvette a été dimensionnée pour repousser la fréquence de résonance en flexion largement au-dessus des $100Hz$. Pour ce faire, l'éprouvette doit être suffisamment rigide en flexion : il a été décidé de garder une épaisseur de $5mm$, donc la longueur totale de l'éprouvette a été réduite à $80mm$ pour repousser le premier mode de flexion autour des $500Hz$.

Comme la raideur d'ouverture de l'éprouvette est intimement liée à la fréquence de résonance du système, la taille de fissure initiale doit être réduite pour obtenir la fréquence la plus élevée possible. Mais, le taux de restitution d'énergie est très sensible à la taille de fissure et donc à sa mesure exacte. Pour déterminer cette longueur, un calcul d'incertitude sur le taux de restitution d'énergie a été réalisé à partir de la précision des instruments de mesure et du réglage de l'ouverture initiale. Une longueur initiale de fissure de $30mm$ donne un compromis acceptable entre raideur et précision : $K_E = 150N/mm$ avec une incertitude inférieure à 20% pour $G = 100N/m$. Avec ces éprouvettes, la fréquence de résonance du système global se situe vers les $100Hz$. Pour avoir un indicateur d'ouverture de fissure, un contacteur a été ajouté en bout d'éprouvette (Fig. 6.7).

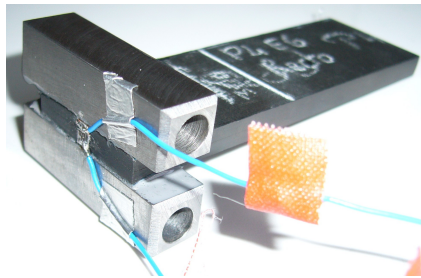


FIGURE 6.7 – Éprouvette essai dynamique Mode I

6.2.2 Conditions expérimentales et procédure d'essai

6.2.2.1 Réglage du niveau moyen en fatigue : F_{moy}

Le réglage de la position initiale répond à l'équilibre suivant (Fig.6.5) :

$$F_{moy} = K_E \cdot \delta = -M \cdot g - K_R \cdot \Delta l \quad (6.6)$$

Comme l'axe principal est solidaire de l'éprouvette, l'ouverture de la fissure δ est réalisée sur un marbre à l'aide d'un laser de déplacement pointé sur l'axe (Fig.6.8). La mesure de l'ouverture commence dès que le contact en bout d'éprouvette se rompt (voir aussi Fig.6.7). La position d'équilibre initiale est bloquée à la position voulue à l'aide d'une liaison écrou/contre-écrou.

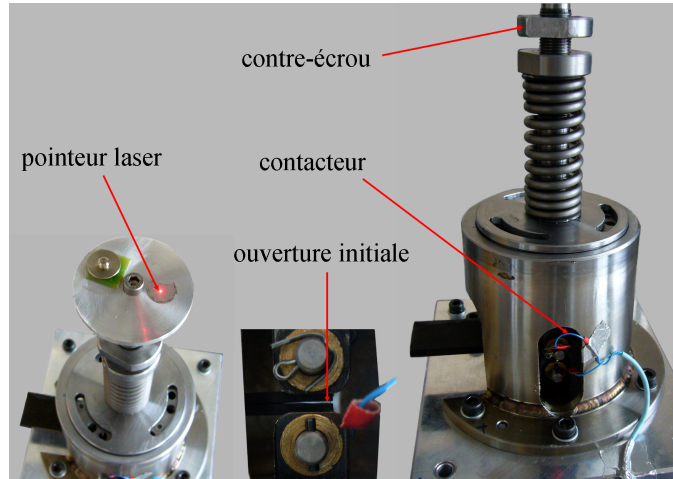


FIGURE 6.8 – Réglage de la position d'équilibre

6.2.2.2 Réglage de l'amplitude du cycle de fatigue : F_{amp}

Dynamique du système

La dynamique du système amorti sans excitation se décrit comme suit :

$$M\ddot{u}_m + C\dot{u}_m + K_t u_m = 0 \quad (6.7)$$

$$\ddot{u}_m + 2\xi_r \omega_r \dot{u}_m + \omega_r^2 u_m = 0 \quad (6.8)$$

Avec u_m le déplacement de la masse, $K_t = K_E + K_R$ la raideur du ressort équivalent et ξ_r le taux d'amortissement tel que :

$$\xi_r = \frac{C}{2\sqrt{K_t M}} \ll 1 \quad (6.9)$$

et ω_r la pulsation liée à la fréquence de résonance (f_r) par la formule :

$$\omega_r = 2\pi f_r \quad (6.10)$$

La pseudo pulsation propre du système est alors la suivante :

$$\varpi_r = \omega_r \sqrt{1 - \xi_r^2} \approx \omega_r = \sqrt{\frac{K_t}{M}} \quad (6.11)$$

La dynamique du système global soumis à l'accélération du pot est alors régie par l'équation suivante :

$$M\ddot{u} + C\dot{u} + K_t u = -M.\ddot{u}_p \quad (6.12)$$

Avec u le déplacement relatif de la masse par rapport au pot vibrant et u_p le déplacement du pot vibrant. En passant dans le domaine de Laplace :

$$U \left(-\omega^2 M + i\omega C + K_t \right) = \omega^2 M.U_p \quad (6.13)$$

avec ω la pulsation d'excitation du système.

La fonction de transfert en accélération du système est la suivante :

$$H(\omega) = \frac{\ddot{U}}{\ddot{U}_p} = \frac{\omega^2 M}{-\omega^2 M + i\omega C + K_t} = \frac{\left(\frac{\omega}{\omega_r} \right)^2}{1 + 2i\xi_r \frac{\omega}{\omega_r} - \left(\frac{\omega}{\omega_r} \right)^2} \quad (6.14)$$

De cette équation sont tirés :

- le module qui ici représente le facteur d'amplification de la masse par rapport au pot vibrant,
- la phase (φ) qui à la fréquence de résonance est égal à $\varphi_r = -90^\circ$.

Un balayage fréquentiel est utilisé pour déterminer la fréquence de résonance du système global et le facteur d'amplification associé. Ce dernier permet de connaître la valeur de l'accélération à injecter à l'aide du pot vibrant pour obtenir l'accélération de la masse relativement au pot vibrant désirée.

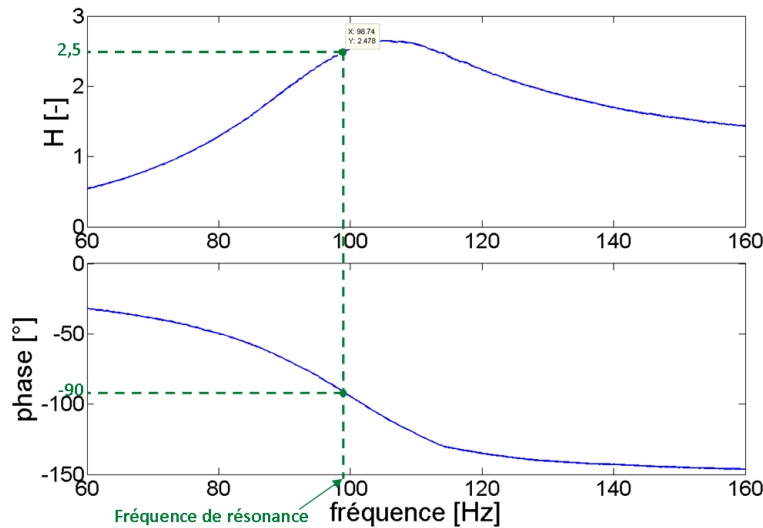


FIGURE 6.9 – Fonction de transfert du système

Contrôle de F_{amp}

Le déplacement de la masse se déduit de son accélération :

$$\begin{cases} \ddot{u} = \gamma \cdot \sin(\omega.t + \varphi) \\ u = -\frac{\gamma}{\omega^2} \sin(\omega.t + \varphi) \end{cases} \quad (6.15)$$

L'effort imposé à l'éprouvette est donc :

$$F_{amp} \cdot \sin(\omega.t + \varphi) = -K_E \cdot u = K_E \frac{\gamma}{\omega^2} \sin(\omega.t + \varphi) = K_E \frac{|H(\omega)| \gamma_p}{\omega^2} \sin(\omega.t + \varphi) \quad (6.16)$$

Il a été décidé de piloter directement l'amplitude de l'accélération de la masse M (γ) et non comme habituellement l'amplitude du pot vibrant (γ_p). Cela a l'avantage de s'affranchir

de la détermination précise de la fonction de transfert du système : Eprouvette-Masse-Ressort qui est assez difficile à réaliser. En effet, les frottements dus au guidage entraînent une légère non-linéarité qui :

- nuit à une détermination précise de la fonction de transfert pour les faibles valeurs d'accélération imposée,
- entraîne un "temps de mise en place" du mouvement d'ouverture : la fonction de transfert, déterminée par balayage fréquentiel, est donc sensible à la vitesse de balayage.

Une consigne en amplitude de l'accélération de la masse γ_c est donc imposée pendant le cyclage et permet de connaître précisément l'effort imposé à l'éprouvette DCB (Eq.6.17).

$$F_{amp} = K_E \frac{\gamma_c}{\omega^2} \quad (6.17)$$

6.2.2.3 Définition des conditions de pilotage en fatigue

L'essai de fatigue doit être réalisé à un niveau et un rapport de charge R donné (Fig.6.6). D'une part, le niveau moyen de l'effort appliqué à l'éprouvette est complètement défini par l'effort initial engendré par la compression du ressort (Partie 6.2.2.1). Il n'est pas modifié par le changement de raideur de l'éprouvette lors de la propagation. D'autre part, pour fixer le rapport de charge pendant l'essai de fatigue, l'amplitude de l'effort (F_{amp}) doit être maintenue constante. Ces conditions doivent être vérifiées pendant la propagation jusqu'à atteindre le critère d'arrêt d'essai.

Il a donc été décidé de suivre la fréquence de résonance pendant le cyclage, ce qui présente deux avantages lorsque la fissure propage :

- Suivre l'avancée de fissure en temps réel et définir un critère d'arrêt de l'essai

Lorsque la fissure propage, la raideur en ouverture de l'éprouvette et donc la fréquence de résonance diminuent [73]. La courbe de la fonction de transfert se décale vers les fréquences plus basses.

Si le chargement est réalisé à fréquence constante, le facteur d'amplification diminue (Fig.6.9). De plus, comme l'essai est asservi sur l'accélération relative de la masse, l'accélération injectée par le pot vibrant augmente pour respecter γ_c . Cette augmentation d'accélération d'entrée est dans ce cas le seul indicateur de l'avancée de la fissure qu'il est difficile de quantifier précisément.

Dans le cas du cyclage sur résonance qui a été choisi, la consigne en fréquence s'adapte en temps réel pour se caler sur la fréquence de résonance (par suivi de la phase afin que $\varphi = \varphi_r$). Le changement de fréquence d'entrée est alors directement lié à la variation de raideur de l'éprouvette et à la longueur de propagation de fissure via la loi de complaisance (Fig. 5.2c). La fréquence d'arrêt de l'essai est calculée pour une chute en raideur de l'éprouvette de l'ordre de 5% ainsi qu'il est préconisé dans l'essai normalisé de fatigue [8]. Dans cette étude, le décalage en fréquence est de l'ordre de $1,5Hz$ ce qui correspond à une propagation de $0.5mm$ pour les éprouvettes d'essais.

- Compenser la chute de raideur pour garder F_{amp} quasiment constante

Lorsque le délaminage propage, la raideur d'ouverture de l'éprouvette K_E diminue, ce qui entraîne une diminution de l'amplitude de l'effort imposé F_{amp} (Eq.6.17). Comme la fréquence de résonance change avec K_E , à la résonance (Eq. 6.11) :

$$F_{amp} = K_E \frac{\gamma_c}{\omega_r^2} = \frac{K_E}{K_t} M \cdot \gamma_c = \frac{K_E}{K_E + K_R} M \cdot \gamma_c \quad (6.18)$$

En suivant la fréquence de résonance la chute de raideur est largement compensée. Pour que F_{amp} soit strictement constante, il faudrait adapter γ_c . Mais ce pilotage est complexe à mettre en place pour un gain de qualité d'essai assez limité. En effet, l'erreur commise sans ajustement de γ_c est inférieure à 1% de F_{amp} .

6.2.2.4 Moyens d'essais et procédé opératoire

Les essais sont réalisés sur le pot vibrant du centre DGA Techniques Aéronautiques. Deux accéléromètres sont utilisés pour suivre les accélérations de la masse et du pot vibrant. Un montage soustracteur de tension permet de mesurer l'accélération de la masse relativement au pot vibrant avec lequel le système assure le pilotage γ_c . Les données enregistrées en cours d'essais sont : l'amplitude de l'accélération relative de la masse et la fréquence de sollicitation. La propagation du délaminage est suivie par le biais de la fréquence de résonance du système. Comme expliqué précédemment, cette fréquence est liée à la raideur d'ouverture de l'éprouvette et ainsi par la loi de complaisance à la longueur de fissure (Fig.5.1c). L'échauffement de l'éprouvette est observé par caméra thermique sur l'ensemble de l'éprouvette et aussi près de la pointe de fissure.

Les essais sont ainsi pilotés en fixant l'accélération relative de la masse M à une valeur constante tout en suivant la fréquence de résonance du système.

Une fois l'ouverture initiale réglée, un balayage fréquentiel est réalisé à faible accélération afin de mesurer la fréquence de résonance du système global et le facteur d'amplification. Connaissant la taille de la fissure initiale et donc sa raideur initiale, la masse apparente mise en mouvement par le système est déduite précisément par calcul (en effet cette masse dépend en partie des conditions de montage). L'accélération γ_c nécessaire pour imposer l'effort de cyclage visé est alors déterminée par calcul (Eq.6.18). L'accélération minimale à injecter par le pot vibrant est calculée avec le facteur d'amplification et permet d'assurer l'obtention de γ_c .

Le cyclage s'arrête quand le critère d'arrêt d'essai est atteint (Partie 6.2.2.3). Comme pour les essais classiques, les données enregistrées pendant les essais sont utilisées pour tracer une courbe $G - N$ de seuils de propagation avec un G calculé par la méthode de la complaisance (Eq.6.2, Partie 6.1.2.1).

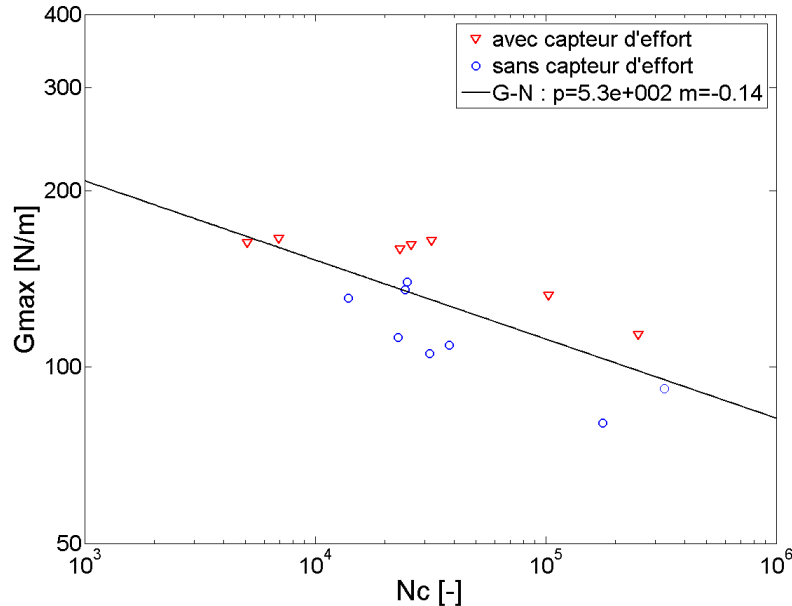


FIGURE 6.10 – Courbe $G - N$ à 100Hz avec et sans le capteur d'effort

La procédure exposée ci-dessus a été relativement simplifiée lors de l'installation d'un capteur d'effort piézoélectrique sous l'étrier de charge fixe de l'éprouvette. En effet, le contrôle du rapport R est alors complètement réalisé par rapport à ce capteur. Le zéro capteur est effectué avec l'étrier de charge inférieur, puis l'éprouvette est montée sur le système. L'ouverture de l'éprouvette se fait à l'aide du ressort tout en contrôlant la valeur de l'effort introduit F_{moy} . Le cyclage est réalisé par asservissement de la valeur crête enregistrée par le capteur

d'effort F_{amp} . Les deux méthodes d'asservissement (accélération et capteur d'effort) donnent des résultats cohérents (Fig.6.10).

6.3 Comparaison des résultats en fatigue

6.3.1 Effet de fréquence

Les résultats sont comparés sous forme de courbes $G-N$. En effet, cette méthode d'exploitation est bien adaptée aux essais dynamiques en Mode I car une propagation de délaminage implique rapidement une forte diminution de la fréquence de résonance : une loi de Paris ne pourrait donc pas être tracée en considérant la fréquence de sollicitation comme constante.

Les seuils de propagations obtenus à $100Hz$ sont plus faibles que ceux trouvés à $10Hz$ (Fig.6.11). Ainsi, quand la fréquence de sollicitation augmente, la résistance du matériau à la propagation semble diminuer. Le contrôle de la température pendant la fatigue vibratoire à $100Hz$ n'a pas montré d'échauffement significatif du matériau (évolution relative de température inférieure à $1^{\circ}C$ en pointe de fissure). Donc la différence de comportement du matériau pour ces deux fréquences ne peut pas être expliquée par une augmentation de température. L'effet de fréquence est plus probablement lié à un effet de vitesse de chargement [75] : à $100Hz$, la vitesse de chargement appliquée au matériau en pointe de fissure est plus importante qu'à $10Hz$. Cette augmentation de vitesse de chargement pourrait être à l'origine de cette diminution de résistance à la propagation [61].

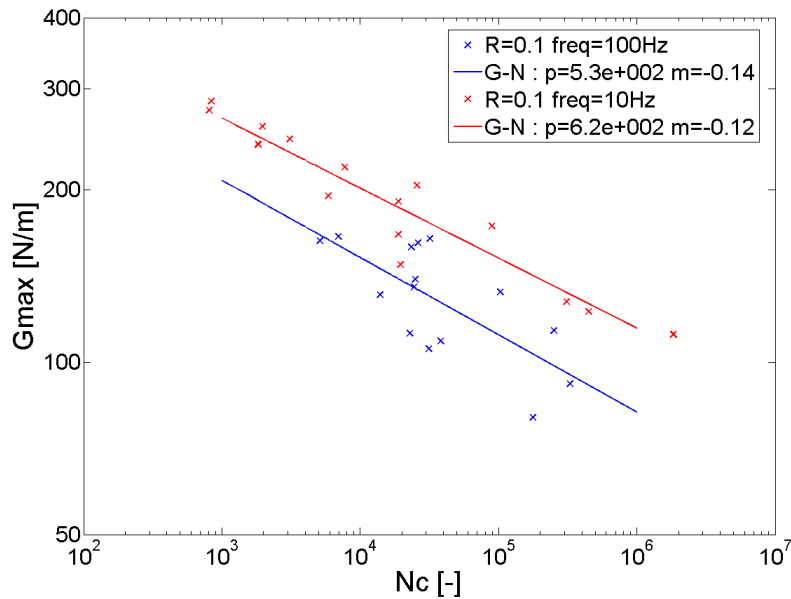


FIGURE 6.11 – Courbe $G-N$ de propagation en mode I : $10Hz$ et $100Hz$

Les micrographies des surfaces de rupture sont très ressemblantes (Fig.6.12 en haut). La seule différence observable porte sur les nodules thermoplastiques présents dans la résine M21 qui sont facilement distinguables avec le plus grand grossissement. Ceux des éprouvettes testées à $10Hz$ semblent présenter des pics de déformation plastique (pointes blanches à la surface des nodules Fig.6.12a) alors que ceux des éprouvettes testées à $100Hz$ ont un aspect mat (Fig.6.12b). Ce type de différence a déjà été observé sur les faciès de rupture des éprouvettes testées en vitesses de chargement en Mode I (Partie 5.2.2.2). Ceci renforce l'idée que l'effet de fréquence observé est en fait dû à un effet de vitesse de chargement.

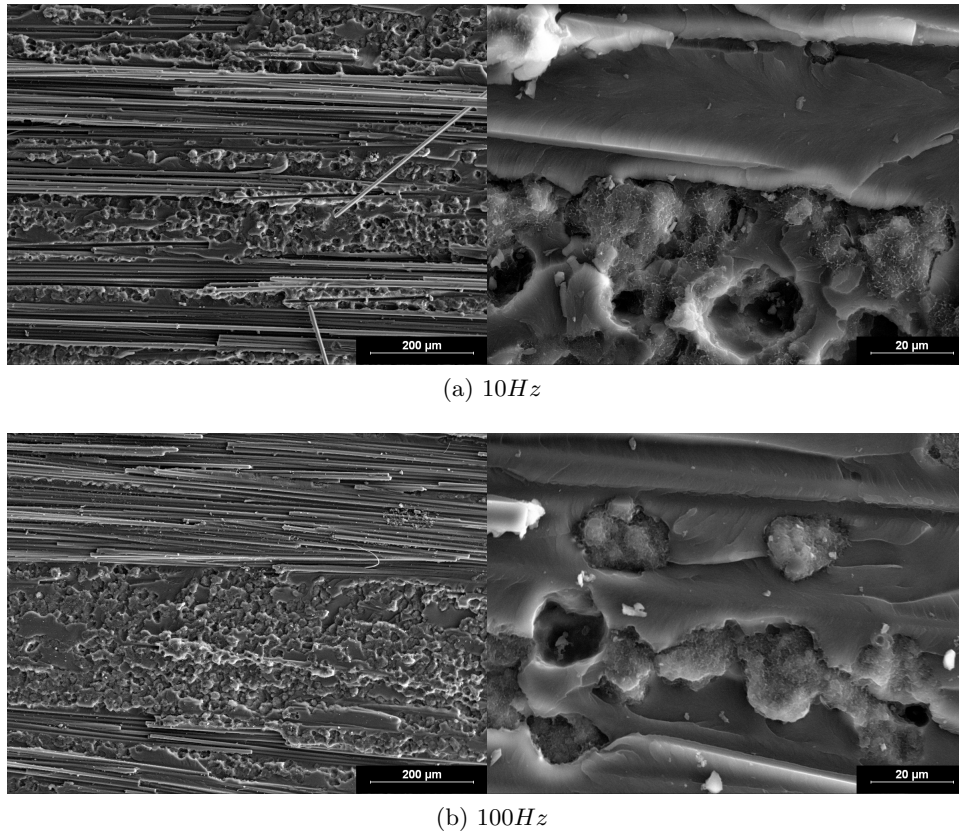


FIGURE 6.12 – Fractographies des éprouvettes de fatigue en mode I

6.3.2 Effet de vitesse de chargement

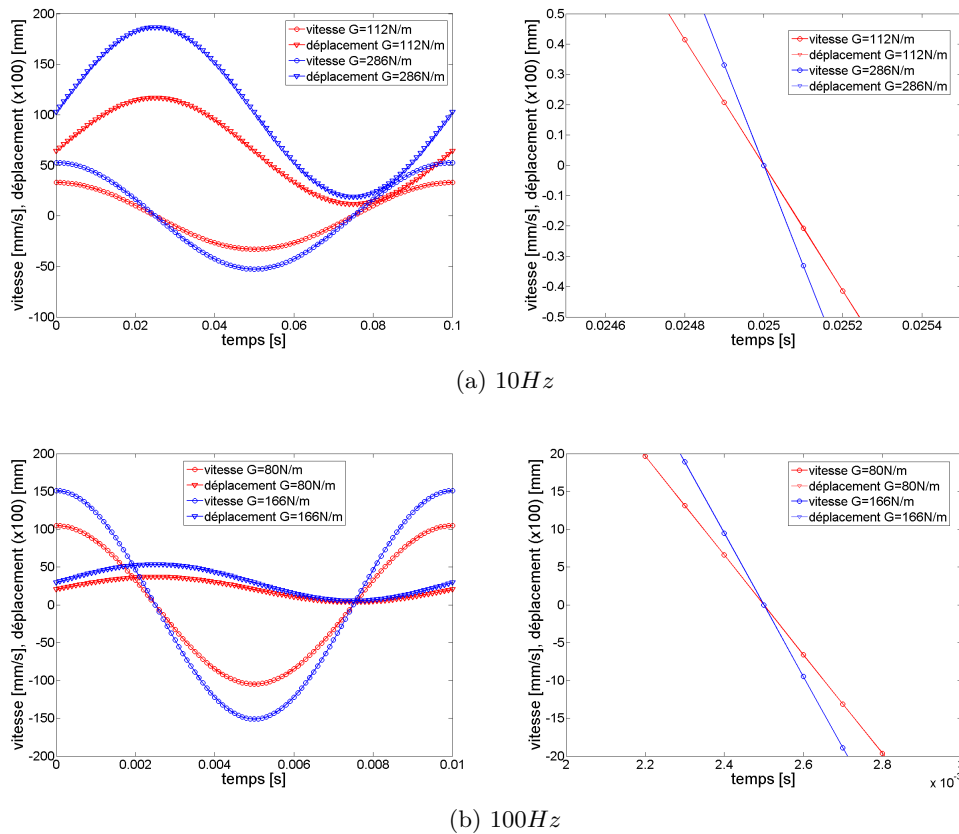


FIGURE 6.13 – Déplacement et vitesse d'ouverture de bras pour un cycle

Pendant les essais vibratoires le déplacement et la vitesse de l'éprouvette sont en quadrature de phase : quand le déplacement est maximal, la vitesse est nulle. Afin de comparer les deux fréquences de sollicitation, les courbes de déplacement et d'accélération sont tracées pour les limites de la plage de G_{max} explorée pour chaque type d'essai ($10Hz = [112N/m ; 286N/m]$, $100Hz = [80N/m ; 166N/m]$) (Fig.6.13). Le déplacement maximal correspond au taux de restitution maximal imposé pendant le cycle, là où le chargement en fatigue est le plus endommageant. Les vitesses de chargement calculées aux environs de ce taux de restitution d'énergie sont plus importants pour $100Hz$ que pour $10Hz$: $1.e^{-4}$ seconde avant le déplacement maximal, la vitesse d'ouverture en bout de bras pour $10Hz$ est comprise entre $0.207mm/s$ et $0.331mm/s$ alors que celle pour $100Hz$ est entre $6.58mm/s$ et $9.48mm/s$.

Afin de prendre en considération l'influence de la vitesse de chargement sur la propagation (Partie 3.3.1), le taux de restitution d'énergie maximal utilisé pour tracer la courbe $G - N$ de propagation est adimensionné par $G_{I_p^{stat}}$ pour $10Hz$ et $G_{I_p^{dyn}}$ pour $100Hz$ (Fig.6.14). Les deux courbes sont similaires, ce qui confirme que l'effet de fréquence est en fait un effet de vitesse de chargement. Les seuils de propagation en fatigue du matériau peuvent donc être déterminés avec cette nouvelle méthode vibratoire, en prenant en compte l'influence de l'effet de la vitesse de chargement sur le matériau. La courbe $G - N$ représentant la résistance à la propagation en fatigue du matériau suit une loi linéaire en log :

$$\frac{G_{max}}{G_{I_p}} = 1,6 \times N_c^{-0.13} \quad (6.19)$$

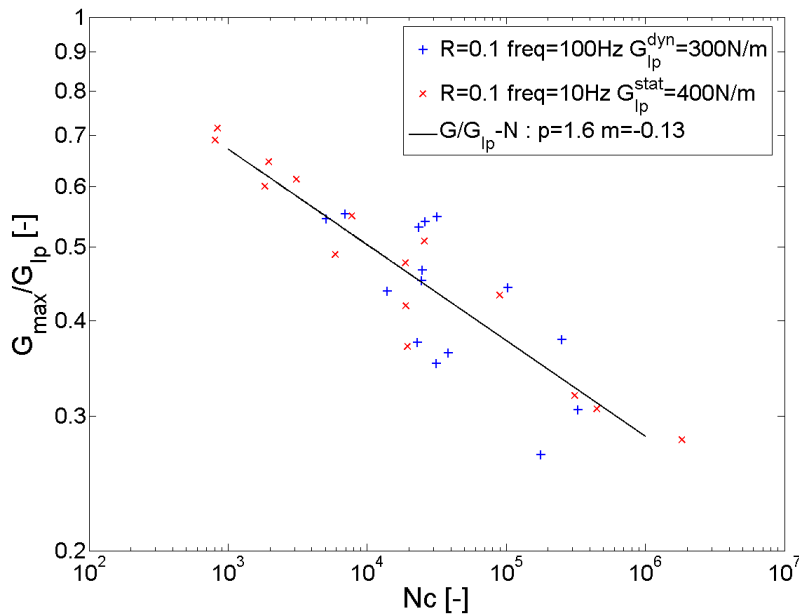


FIGURE 6.14 – Courbe $G - N$ de propagation adimensionnée par G_{I_c} : $10Hz$ et $100Hz$

6.4 Bilan

Un nouvel essai de propagation de délaminage en fatigue à résonance a été mis au point. La raideur de l'éprouvette du type DCB participe à la dynamique du système global. L'utilisation d'un ressort monté en parallèle de l'éprouvette fixe le rapport R de la sollicitation. La procédure d'essai permet d'utiliser un critère d'arrêt reproductible et identique à celui des essais standards réalisés à $10Hz$. Pour l'instant, le dimensionnement du système limite son utilisation autour d'une fréquence de résonance de $100Hz$ ce qui ne permet pas d'atteindre le giga-cycle en un temps raisonnable. Afin d'augmenter la fréquence de mise en œuvre, il serait nécessaire d'améliorer le système en réduisant la masse mise en mouvement ou en diminuant

les frottements du guidage. Malgré cela, le système actuel permet déjà d'effectuer des essais à relativement haute fréquence ($100Hz$), sans échauffement en pointe de fissure (moins de $1^{\circ}C$) et ainsi, de caractériser le matériau composite en fatigue.

Des essais standards en fatigue en mode I ont été réalisés pour déterminer la loi de Paris et la courbe de seuils de propagation ($G - N$) de référence. Une nouvelle méthode d'exploitation a été mise en place et utilisée pour tracer une courbe $G - N$ à partir des résultats d'essais de Paris. Celle-ci est en cohérence avec la courbe de seuils standard.

La comparaison des résultats entre les essais à différentes fréquences met en exergue un effet de fréquence qui est en fait fortement lié à un effet de vitesse de chargement. Le tracé des courbes G-N en adimensionnant le taux de restitution d'énergie par la valeur du seuil de propagation dynamique ou statique suivant la fréquence de l'essai permet de superposer les résultats à $10Hz$ et $100Hz$ (Eq.6.19).

L'essai à résonance développé ici permet donc d'obtenir des résultats matériau de fatigue en Mode I en réduisant la durée d'essai par un facteur 10.

Chapitre 7

Caractérisation en Mode II

Sommaire

7.1	Caractérisation classique du Mode II	81
7.1.1	Essais quasi-statiques	81
7.1.2	Essais de fatigue	82
7.2	Caractérisation en fatigue vibratoire	86
7.2.1	Procédure d'essai	86
7.2.2	Exploitation	88
7.3	Comparaison des résultats en fatigue	90
7.3.1	Courbes de fatigue	90
7.3.2	Observations	93
7.4	Bilan	94

L'objectif de ce chapitre est de mettre en place un essai de caractérisation de la propagation de délaminage en Mode II pur sous chargement de fatigue à fréquence élevée. Dans ce but, des essais vibratoires à haute fréquence inspirés de la configuration ELS (Partie 3.1.1.2) ont été mis en place sur pot vibrant. L'éprouvette est encastrée du côté sain et sollicitée en flexion sur son premier mode de résonance donc à $R = -1$. Pendant toute la durée de l'essai, l'échauffement de l'éprouvette est observé à l'aide d'une caméra thermique. Les résultats des essais vibratoires à $260Hz$ et $400Hz$ sont comparés aux essais de caractérisation de fatigue en Mode II classiquement réalisés suivant la configuration ENF sur machine hydraulique à $10Hz$ et $R = 0.1$. Les résultats en fatigue sont présentés sous forme de courbe de Paris en prenant en compte la différence de rapport de chargement pour les deux types d'essais. Il est alors possible d'étudier l'effet de la fréquence de sollicitation sur la propagation en fatigue en Mode II du matériau T700/M21 pour ces configurations d'essais.

7.1 Caractérisation classique du Mode II

7.1.1 Essais quasi-statiques

La propagation de délaminage en Mode II par le système 3-ENF est instable. Une chute brutale de la charge est enregistrée au moment de la propagation de délaminage. Cette chute est d'autant plus violente que la longueur de fissure est faible, donc la raideur de l'éprouvette importante. Des éprouvettes de longueurs de fissure différentes sont donc nécessaires pour le tracé de la courbe R (Tab.7.1).

Taille de fissure (mm)	15	20	25	30	35
Éprouvette	E2P9	E1P8	E3P8	E2P7	E2P8
	E5P7	E1P9	E10P7	E3P9	E5P9

TABLE 7.1 – Éprouvettes utilisées pour tracer la courbe R

La complaisance est calculée à l'aide de la partie linéaire de la courbe Effort-Déplacement pour chaque éprouvette (Eq.5.1). Dans le cas du Mode II, elle est interpolée en fonction de la taille de fissure initiale par un polynôme de degrés 3. Ceci permet de réduire les dispersions de mesure et de prendre en compte les effets liés aux déformations de cisaillement et aux frottements des lèvres (Eq.7.1, Fig.7.1).

$$C = m.a_0^3 + C_0 \quad (7.1)$$

avec C la complaisance et a_0 la taille de fissure initiale.

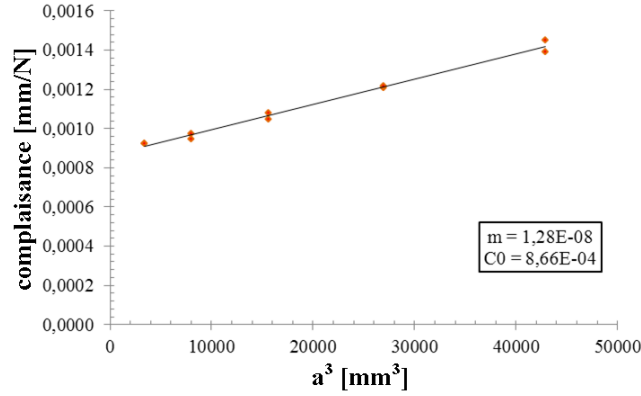


FIGURE 7.1 – Complaisance expérimentale en Mode II

Pour le calcul du taux de restitution d'énergie critique en Mode II (G_{IIc}), la force critique est prise au point de non-linéarité de la courbe Effort-Déplacement, car cette non-linéarité est estimée représentative d'un endommagement irréversible en pointe de fissure. La courbe R est tracée à l'aide des G_{IIc} calculés pour chaque éprouvette par la méthode de la complaisance expérimentale (Fig.7.2)

$$G_{IIc} = \frac{3ma^2P^2}{2b} \quad (7.2)$$

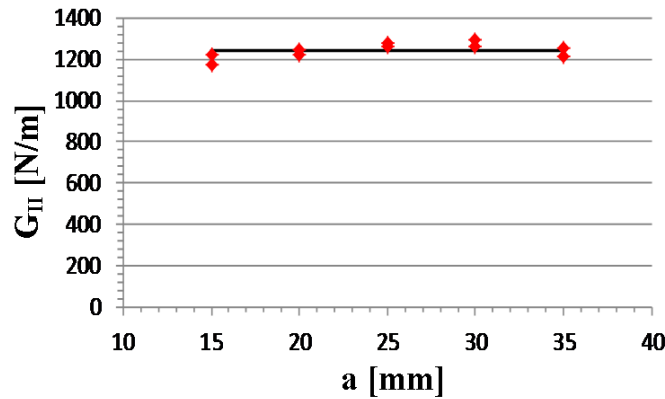


FIGURE 7.2 – Courbe R en Mode II

Une indépendance de la valeur de G_{IIc} par rapport à la longueur de fissure est observée. Le taux de restitution d'énergie critique en Mode II a une valeur moyenne de $G_{IIc} = 1240 \text{ N/m}$.

7.1.2 Essais de fatigue

7.1.2.1 Procédure d'essai

Les essais en fatigue sont réalisés sur une machine hydraulique équipée d'un capteur de charge de $5kN$, à déplacement contrôlé à $R = 0.1$ et à une fréquence de $10Hz$. L'échauffement

du matériau a été contrôlé pendant les essais par un thermocouple collé sur la surface près du front de fissure. Celui-ci n'a pas excédé $3^{\circ}C$. Pendant les essais en fatigue, des arrêts de chargement réguliers ont été programmés afin de permettre l'observation à la binoculaire de la taille de fissure à l'aide d'une grille précise au millimètre peinte sur le bord de l'éprouvette. Comme le rapport de chargement est faible, l'éprouvette a tendance à se déplacer du côté non fissuré pendant le cyclage. Ceci est dû à la différence de rigidité en flexion des deux côtés de l'éprouvette : fissuré et non fissuré. Pour éviter ce glissement, une cale a été positionnée contre l'extrémité saine de l'éprouvette (Fig.7.3).

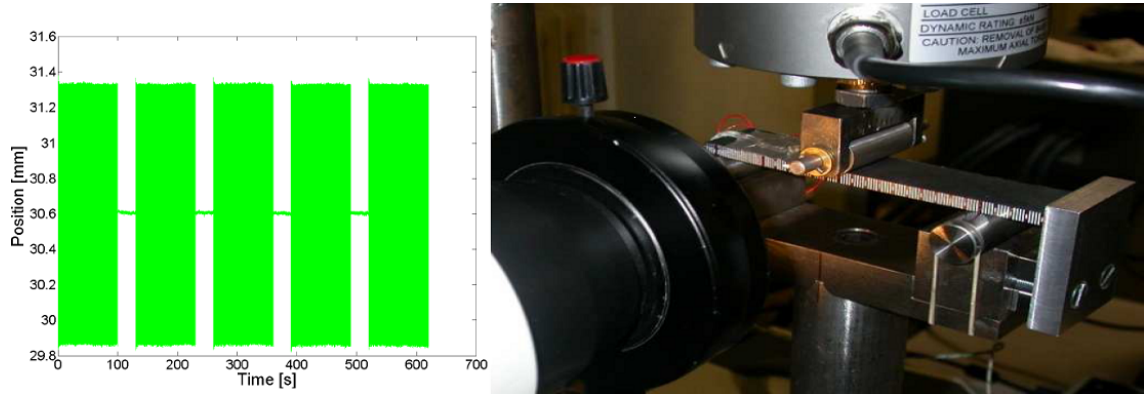


FIGURE 7.3 – Système d'observation de la longueur de fissure

Quatre éprouvettes sont utilisées pour identifier la relation entre la vitesse de propagation ($\frac{da}{dN}$) et le taux de restitution d'énergie maximal pendant un cycle G_{max} . La courbe critique Effort-Déplacement, tracée à l'aide des données des essais quasi-statiques, sert à définir la zone de sollicitation assurant une propagation stable (Fig.7.4).

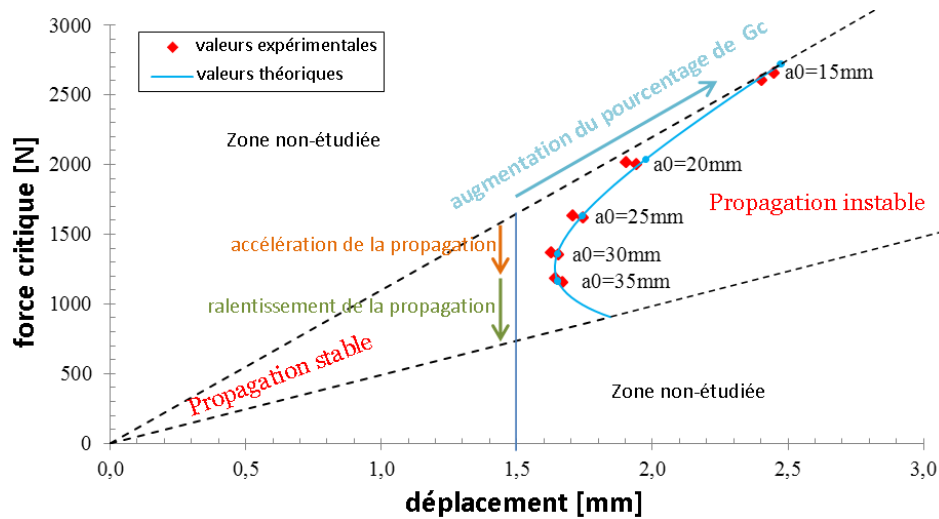


Figure 7.4: Courbe Effort-Déplacement critique

Toutes les éprouvettes utilisées ont une fissure initiale (a_0) de $15mm$. Comme les essais sont réalisés à déplacement imposé, la vitesse de propagation augmente jusqu'à ce que le délaminage atteigne $30mm$, ensuite elle décroît (Fig.7.4).

La stratégie d'essai en fatigue est représentée sur le schéma 7.5. Dans le cas des essais en Mode I, l'enregistrement de la jauge de fissure permettait de s'affranchir d'une surveillance constante, les essais pouvaient donc durer plusieurs jours. La contrainte principale de l'essai en Mode II est l'obligation pour l'observateur de relever pendant toute la durée de l'essai l'avancée de fissure, le temps d'essai doit donc être raisonnable. Pour couvrir une gamme importante sur la loi de Paris, les trois premières éprouvettes sont testées à des déplacements maximaux

différents. La dernière est utilisée pour explorer les faibles taux de propagation. Pour s'assurer d'une propagation dans le délai imposé par les conditions d'essai, le déplacement maximal pour cette éprouvette est diminué progressivement pour obtenir une sollicitation comprise entre 20% et 30% de G_{IIc} . La méthode utilisée permet ainsi d'assurer un nombre de données suffisant pour le tracé de la loi de Paris dans la gamme des faibles vitesses de propagation .

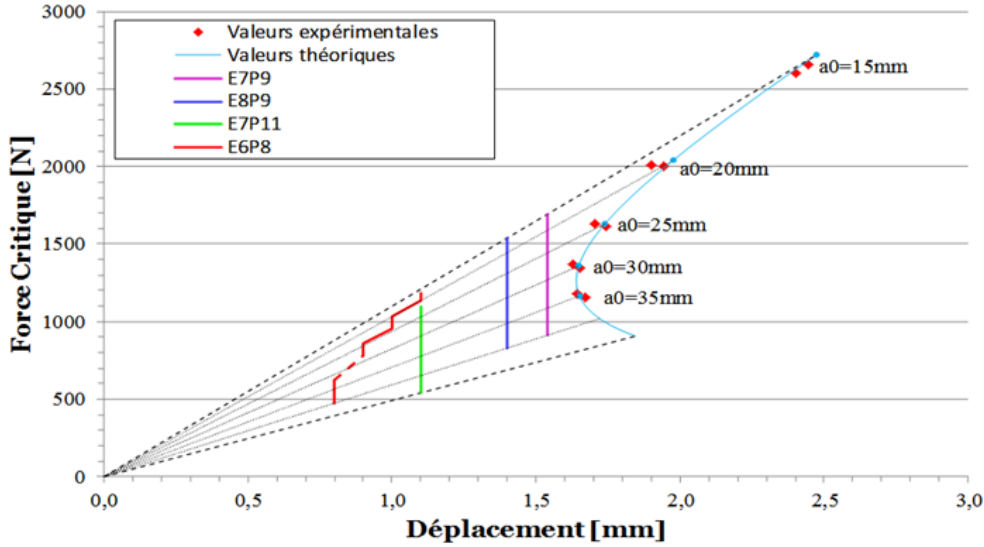


Figure 7.5: Déplacements maximaux imposés en fatigue

7.1.2.2 Exploitation des données

Il est considéré que la complaisance en fatigue suit celle trouvée pendant les essais quasi-statiques (Fig.7.1).

Pour cette configuration d'essai, l'incertitude sur la position initiale du rouleau de chargement correspondant au zéro effort reste inférieure au dixième de millimètre. Elle est prise en compte pendant l'exploitation en vérifiant la cohérence entre la longueur de fissure observée pendant l'essai et la complaisance calculée à l'aide des données d'essai. Pour éviter les erreurs de mesure dues à la zone de pression à proximité du rouleau de chargement, les données d'essais sont exploitées tant que le front de fissure se situe à plus de $10mm$ du rouleau central.

Le taux de restitution d'énergie est ensuite calculé par la méthode de la complaisance (Eq.7.3).

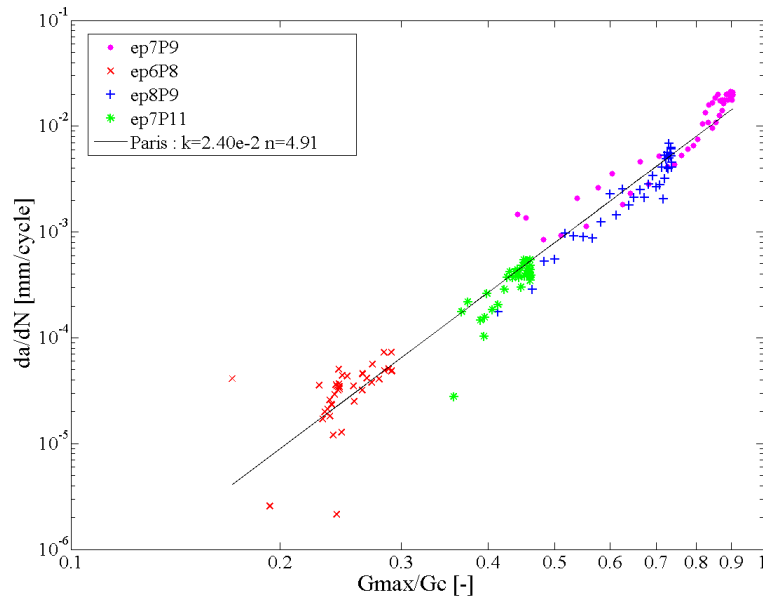
$$G_{max} = \frac{3ma^2P_{max}^2}{2b} \quad (7.3)$$

Où G_{max} est le taux de restitution maximal atteint pendant un cycle, P_{max} la charge maximale et b la largeur de l'éprouvette.

La loi de Paris est alors déterminée à partir de la vitesse de propagation et du taux de restitution maximal (Eq.7.4). Comme dans le cas du Mode I, les valeurs de G_{max} ont été adimensionnées par le taux de restitution d'énergie critique en Mode II (G_{IIc}).

$$\frac{da}{dN} = k \left(\frac{G_{max}}{G_{IIc}} \right)^n \quad (7.4)$$

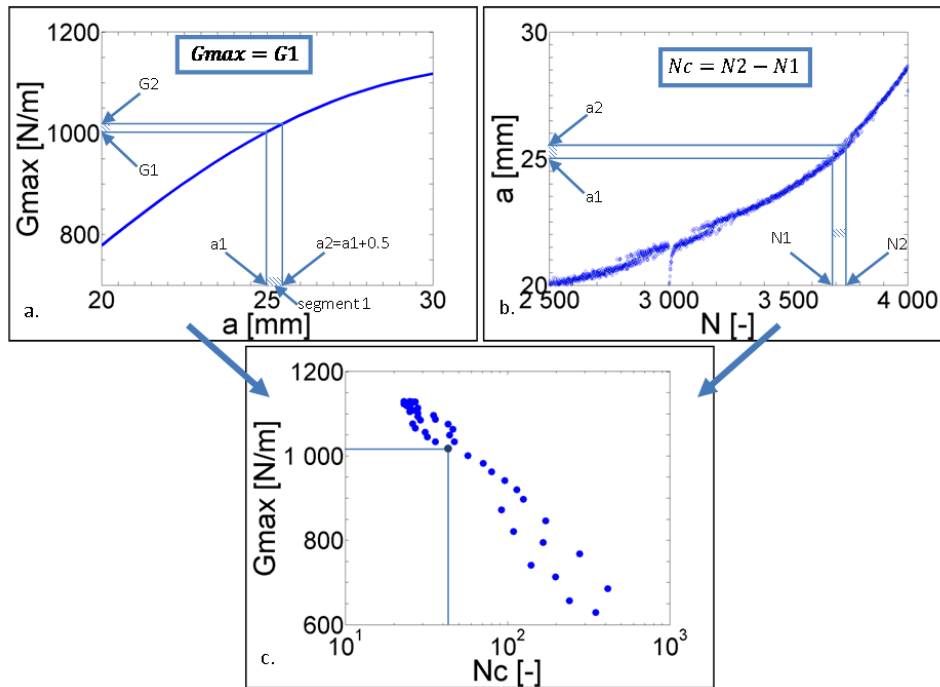
Où N est le nombre de cycles.

Figure 7.6: Loi de Paris normalisée à $10Hz$ et $R = 0.1$

Les résultats des différentes éprouvettes et l'évolution descendante et ascendante selon les G_{max} permettent de tracer une loi de Paris clairement indépendante de la longueur de fissure et de l'historique de propagation (Fig.7.6). Étant donné que pour ce matériau, différents cas de charge et différentes tailles de délaminage mènent à la même loi linéaire en log, une courbe de seuils de propagation $G - N$ peut être extrapolée des données en fatigue de type Paris (Partie 6.1.2.2).

Pour ce Mode de propagation, le nombre de cycles utilisé pour déterminer le seuil est défini comme celui nécessaire à une propagation de $0.5mm$. Cette longueur est cohérente avec la précision d'observation obtenue pendant les essais.

La longueur totale de propagation est donc divisée en segments de $0.5mm$ pour utiliser la méthode d'exploitation décrite dans la Partie 6.1.2.2 (Fig.7.7).

FIGURE 7.7 – Méthode d'exploitation pour tracer la courbe $G - N$ en Mode II

La courbe $G - N$ est tracée et les paramètres de la loi linéaire en log déterminés (Eq.6.3, Fig.7.8).

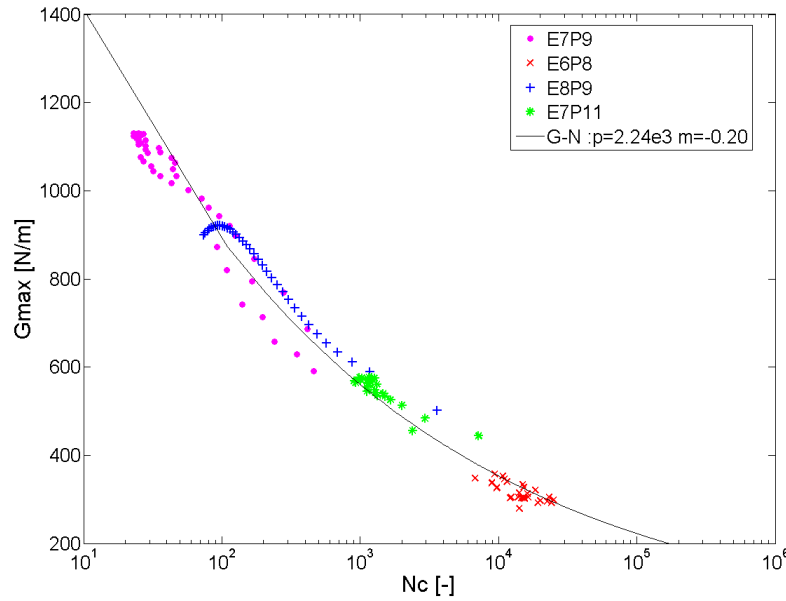


FIGURE 7.8 – Courbe $G - N$ en Mode II à $10Hz$ et $R = 0.1$

7.2 Caractérisation en fatigue vibratoire

7.2.1 Procédure d'essai

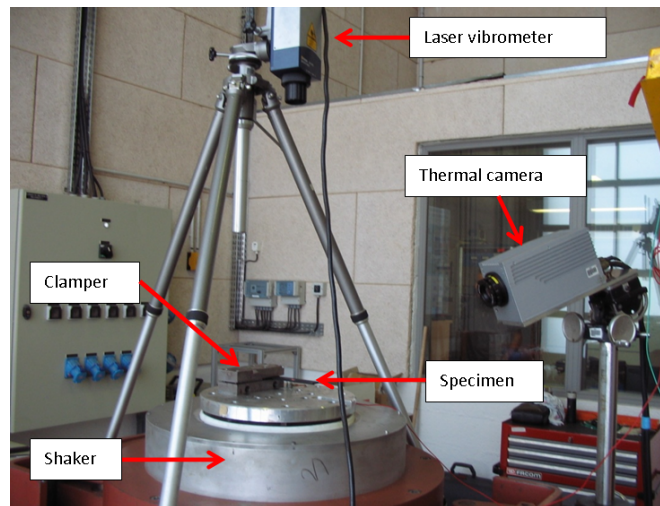


Figure 7.9: Dispositif d'essai

Les essais en fatigue vibratoire en Mode II se rapprochent des essais classiques End Loaded Split (Partie 3.1.1.2). Une éprouvette délaminée est encastrée sur un pot vibrant et testée sur son premier mode de résonance en flexion. Le déplacement de l'éprouvette est contrôlé par un Laser Vibromètre Doppler et l'échauffement est observé avec une caméra thermique (Fig.7.9). Les essais sont réalisés à déplacement imposé avec un rapport de déplacement de $R = -1$ pour deux fréquences de résonance ($260Hz$ et $400Hz$) obtenues par l'ajustement de la longueur de poutre encastrée (Fig.7.10).

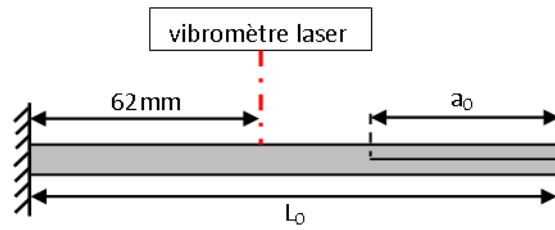


Figure 7.10: Longueur de l'éprouvette testée ($L_0 = 152\text{mm}$ pour 260Hz , $L_0 = 122\text{mm}$ pour 400Hz)

La caméra thermique est positionnée de façon à visualiser la tranche et le dessus de l'éprouvette. Pour exploiter les données, une aire a été déterminée autour du front de fissure (zone d'échauffement maximal) afin d'enregistrer l'évolution du point le plus chaud. L'échauffement maximal observé pendant les essais est une augmentation de 12°C pour l'éprouvette sollicitée au déplacement maximal (amplitude crête de $1,2\text{mm}$) (Fig.7.11). Ainsi, la température des éprouvettes est restée très inférieure à la température de transition vitreuse du matériau (proche de 180°C).

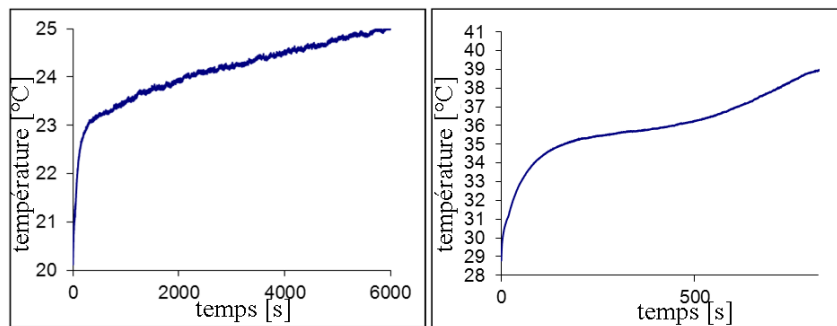


Figure 7.11: Échauffement pour $L_0 = 122\text{mm}$ pour une amplitude de déplacement de $1,0\text{mm}$ et $1,2\text{mm}$ (de gauche à droite)

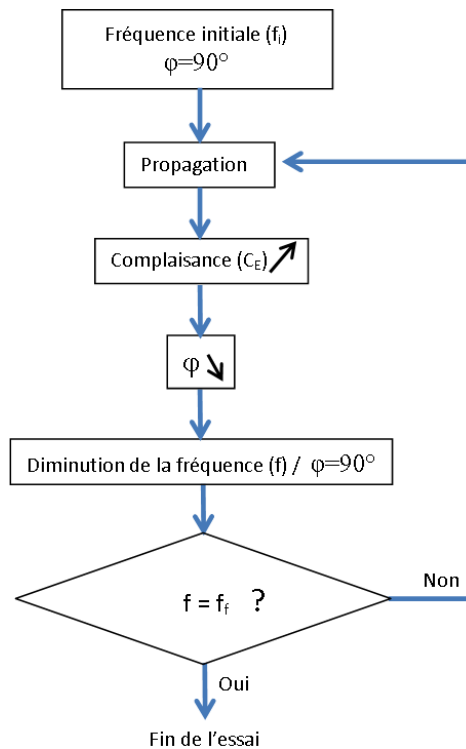


Figure 7.12: Procédure d'essai

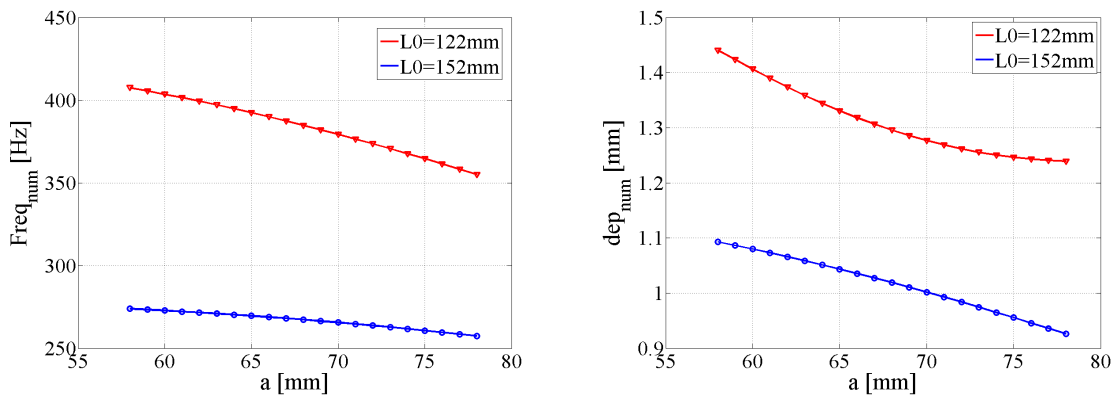
Comme pour les essais en Mode I, la fréquence de résonance est déterminée par un balayage fréquentiel. Pour réaliser le cyclage, le pilote du pot vibrant injecte à cette fréquence de résonance l'accélération nécessaire pour respecter la consigne de déplacement de l'éprouvette. Quand le délaminage propage, la fréquence de résonance de l'éprouvette décroît progressivement. Cette fréquence de résonance est donc suivie pendant le test en assurant la quadrature de phase entre le signal d'accélération d'entrée et le déplacement de l'éprouvette ($\varphi = 90^\circ$). L'essai s'arrête quand la fréquence finale est atteinte (f_f) (Fig. 7.12).

Les données utilisées pour l'exploitation sont le déplacement de l'éprouvette et sa fréquence de résonance tout au long de l'essai.

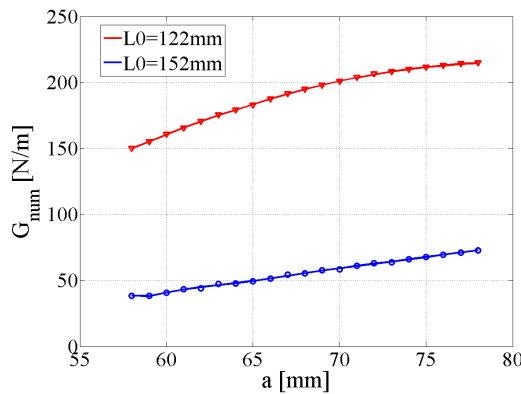
7.2.2 Exploitation

Pour exploiter les résultats d'essai, il faut connaître tout au long de l'essai la longueur du délaminage (a) et le taux de restitution d'énergie appliqué (G_{max}). Ainsi, les relations suivantes vont être mises en place :

- la relation entre la fréquence de résonance et la taille de délaminage,
- la relation entre le taux de restitution d'énergie et la taille de délaminage pour le déplacement imposé à l'éprouvette.



(a) Fréquence de résonance VS taille de délaminage (b) Déplacement du point de mesure VS taille de délaminage



(c) Taux de restitution d'énergie VS taille de délaminage

Figure 7.13: Abaques pour les deux configurations

Pour ce faire des abaques vont être générées à partir d'un modèle Élément Finis 3D de poutre délaminée développé sous Samcef. Les caractéristiques matériau utilisées pour ce modèle sont disponibles dans les tableaux 4.1 et 4.2. L'éprouvette est modélisée par des éléments volumiques de degré 2. Le maillage est composé de quatre éléments dans l'épaisseur (5mm) et d'un élément par millimètre selon la longueur et la largeur.

Tout d'abord une analyse modale numérique est faite pour obtenir la déformée de l'éprouvette et la fréquence de résonance correspondant à différentes longueurs de délaminage (Fig.7.13a). La déformée modale permet de déduire l'évolution du déplacement du point de mesure (dep_{num}) en fonction de la taille de délaminage pour un déplacement en bout de poutre de $5mm$ (Fig.7.13b).

Ensuite, une analyse linéaire statique est réalisée, avec des conditions de contact entre les deux surfaces du délaminage, afin de calculer le taux de restitution d'énergie par la méthode VCE (Partie 3.2.3.1) pour chaque longueur de délaminage. Le chargement statique est un déplacement imposé correspondant à la déformée modale de l'éprouvette sur son premier mode de flexion pour un déplacement maximal en bout de poutre de $5mm$. Ainsi, l'évolution du taux de restitution d'énergie est tracée en fonction de la taille du délaminage (Fig.7.13c).

Afin de prendre en compte les conditions réelles d'encastrement, le module d'Young de chaque éprouvette est ajusté pour être en accord avec la fréquence de résonance initiale de l'éprouvette. Cette dernière est celle trouvée pour la taille de délaminage initiale (a_0) pendant le balayage fréquentiel de début d'essai ($freq_{balay}$) (Eq.7.5).

$$E_{ep} = E_{num} \frac{freq_{balay}^2}{freq_{num}^2} \quad (7.5)$$

Où E_{ep} est le module d'Young de l'éprouvette, E_{num} le module d'Young utilisé dans le modèle numérique, $freq_{balay}$ la fréquence de résonance de l'éprouvette à son état initial et $freq_{num}$ la fréquence de résonance numérique pour les mêmes conditions (taille de fissure, encastrement).¹

Cette nouvelle valeur de module est prise en compte pour retracer les abaques adaptées à l'éprouvette considérée (Eq.7.6, Fig.7.13a et Eq.7.7, Fig.7.13c).

$$freq_{ep} = \sqrt{\frac{E_{ep}}{E_{num}}} \cdot freq_{num} \quad (7.6)$$

Où $freq_{ep}$ est la fréquence de résonance pendant l'essai de fatigue.

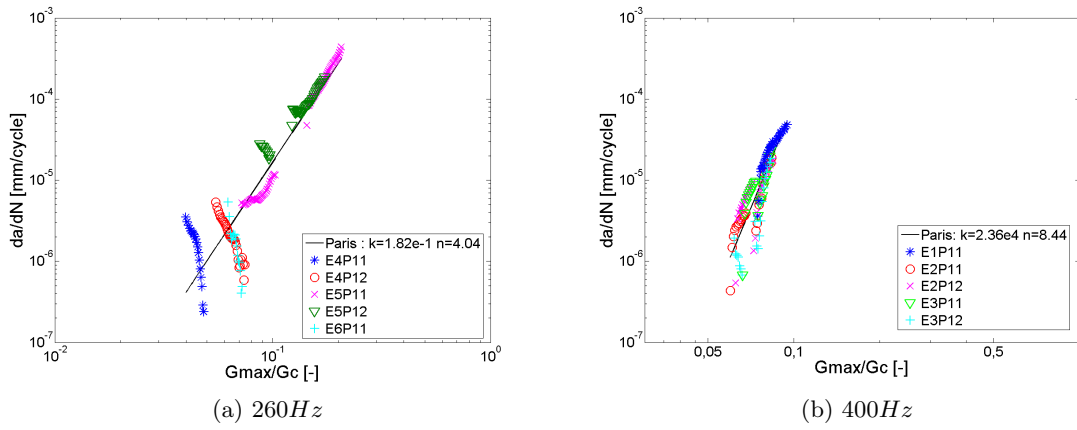
$$G_{final} = G_{num} \frac{E_{ep}}{E_{num}} \frac{dep_{ep}^2}{dep_{num}^2} \quad (7.7)$$

où G_{num} est le taux de restitution d'énergie numérique, dep_{ep} est le déplacement au point de mesure imposé en essai et dep_{num} le déplacement numérique au point de mesure pour un déplacement de $5mm$ en bout d'éprouvette.²

La loi de Paris peut alors être tracée pour les deux configurations à $260Hz$ et à $400Hz$ (Fig. 7.14) à partir de G_{final} et du $\frac{da}{dN}$ tiré de la variation de $freq_{ep}$ en fonction du nombre de cycles.

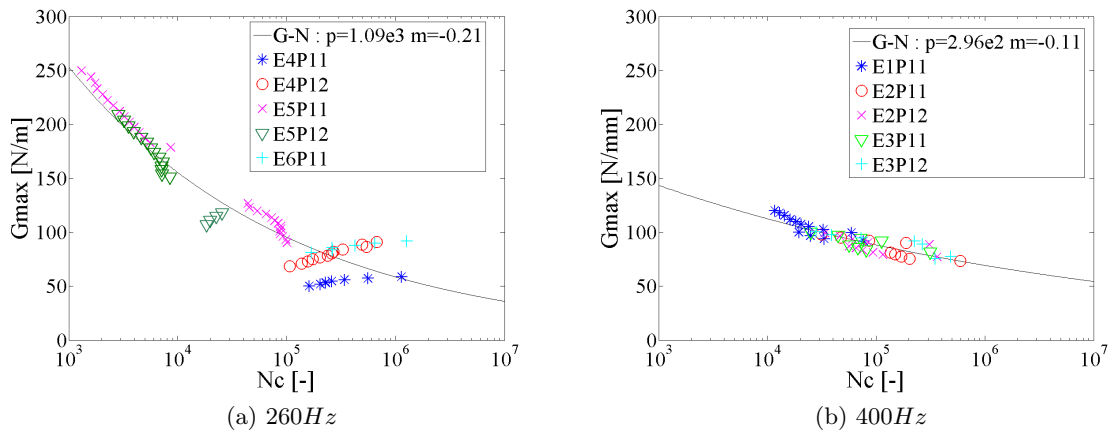
1. Le module d'Young de $100000MPa$ utilisé pour le tracé des Abaques ci-dessus est cohérent avec la valeur moyenne trouvée pour les éprouvettes d'essai : $99600MPa$ avec une déviation standard de $3600MPa$.

2. $G \propto E$ à déplacement imposé et $G \propto dep^2$


 Figure 7.14: Loi de Paris Normalisée en propagation vibratoire $R = -1$

A 260Hz pour une valeur limite autour de 7% de la valeur critique de taux de restitution d'énergie en Mode II, la vitesse de propagation diminue sensiblement avec l'augmentation de G_{max} . Ce phénomène peut s'expliquer par les faibles valeurs du chargement qui mènent à une stabilisation de la longueur de fissure comme dans le cas d'un seuil de non-propagation.

Comme pour les essais classiques, la courbe $G - N$ de propagation peut être tirée des résultats de Paris. Pendant le cyclage en vibratoire, la fréquence de résonance diminue conjointement avec la taille de fissure. La longueur de propagation est donc divisée en segments de 0.5mm à l'aide des données en fréquence ce qui mène aux deux courbes $G - N$ suivantes (Fig.7.15).


 Figure 7.15: Courbe $G - N$ de propagation vibratoire $R = -1$

7.3 Comparaison des résultats en fatigue

7.3.1 Courbes de fatigue

Les résultats des essais classiques réalisés à $R = 0.1$ et les essais vibratoires faits à $R = -1$ sont rassemblés sur la figure où la vitesse de propagation est représentée en fonction de G_{max} (Fig.7.16).

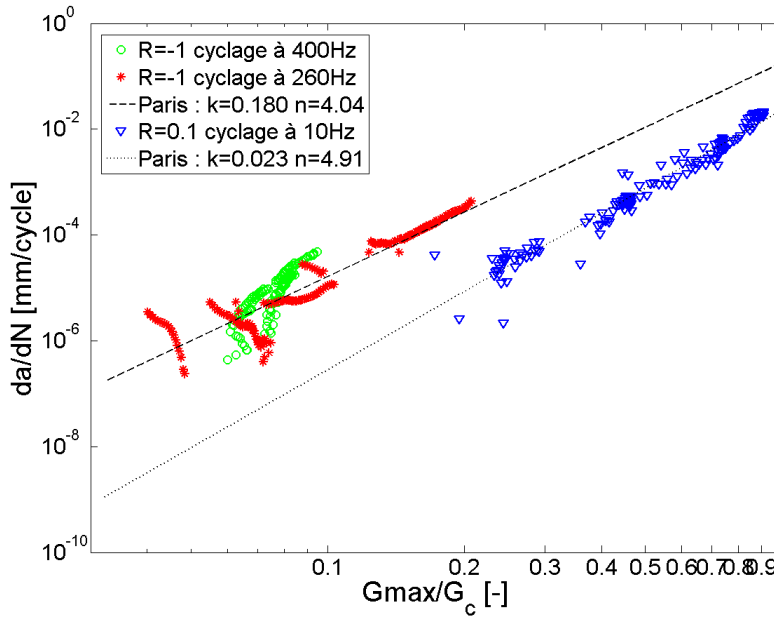


Figure 7.16: Lois de Paris normalisées pour les différentes fréquences : 10Hz, 260Hz et 400Hz

Comme déjà observé par plusieurs auteurs [71, 85, 54], le chargement à $R = -1$ est bien plus critique que le chargement à $R = 0.1$; l'ordre de grandeur de la différence de comportement entre ces deux rapports de charge est le même que celui trouvé dans la littérature : un chargement à $R = -1$ est environ deux fois plus critique qu'un chargement à $R = 0.1$. Ceci suggère que la différence de comportement en propagation sous chargement vibratoire et sous chargement classique est plus liée au rapport de charge qu'à la fréquence de sollicitation. Ce constat est renforcé par le fait que les résultats à 400Hz et à 260Hz réalisés tous les deux à $R = -1$, semblent suivre une loi de Paris commune ; ils présentent un même seuil de non propagation pour un G_{max} égal à 7% de G_c .

De plus, la faible influence de la fréquence peut s'expliquer par les conditions d'essai :

- Pour la gamme de fréquences [10Hz – 400Hz], l'effet de fluage est vraiment très limité,
- Le déplacement imposé pendant les essais est suffisamment faible pour limiter l'échauffement du matériau (Partie 7.2.1),
- La vitesse de chargement n'a pas d'effet avéré sur le comportement du matériau en fatigue en Mode II [18].

Afin de prendre en compte la différence de rapport de charge, et compte tenu du fait que les pentes des lois de Paris pour les deux rapports sont sensiblement les mêmes, il est décidé d'utiliser l'approche de Hojo et al. [34] (Partie 3.3.3).

$$\Delta K_{eq} = \Delta K^{1-\gamma} K_{max}^{\gamma} = \Delta K (1 - R)^{-\gamma} \quad (7.8)$$

Cette équation est adaptée au taux de restitution d'énergie en assurant la cohérence entre ΔG et le rapport de charge ce qui établit une parfaite similitude entre ΔG et ΔK [54, 67] :

$$\Delta G = \sqrt{(G_{max})^2 - (G_{min})^2} = G_{max} (1 - R)^2 \quad (7.9)$$

D'où en utilisant la relation 7.8 :

$$\Delta G_{eq} = \Delta G^{1-\gamma} G_{max}^{\gamma} = \Delta G (1 - R)^{-2\gamma} \quad (7.10)$$

La vitesse de propagation de fissure est ainsi tracée en fonction de ΔG_{eq} pour chaque rapport de charge et en prenant $\gamma = 0.45$ (Fig.7.17) :

$$\frac{da}{dN} = k_D \cdot \Delta G_{eq}^{m_D} \quad (7.11)$$

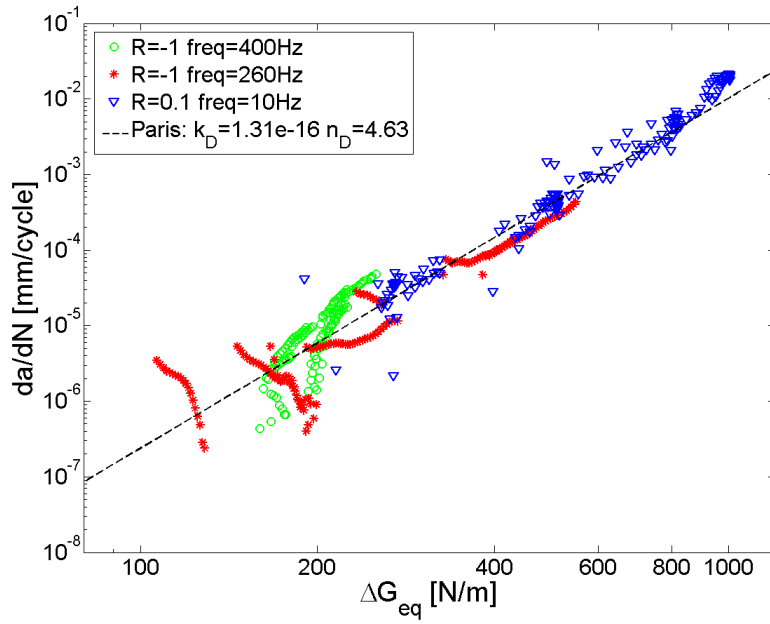


Figure 7.17: Lois de Paris en fonction de ΔG_{eq} pour les fréquences : $10Hz$, $260Hz$ et $400Hz$

Les résultats d'essais suivent une courbe de Paris globale, et la courbe présente un début de zone de propagation rapide autour de $\Delta G_{eq} = 1000 N/m$ où les résultats en fatigue s'éloignent de la loi linéaire de Paris.

La courbe $\Delta G_{eq} - N$ globale est ensuite tracée avec les données de Paris :

$$\Delta G_{eq} = p_D \cdot N_c^{m_D} \quad (7.12)$$

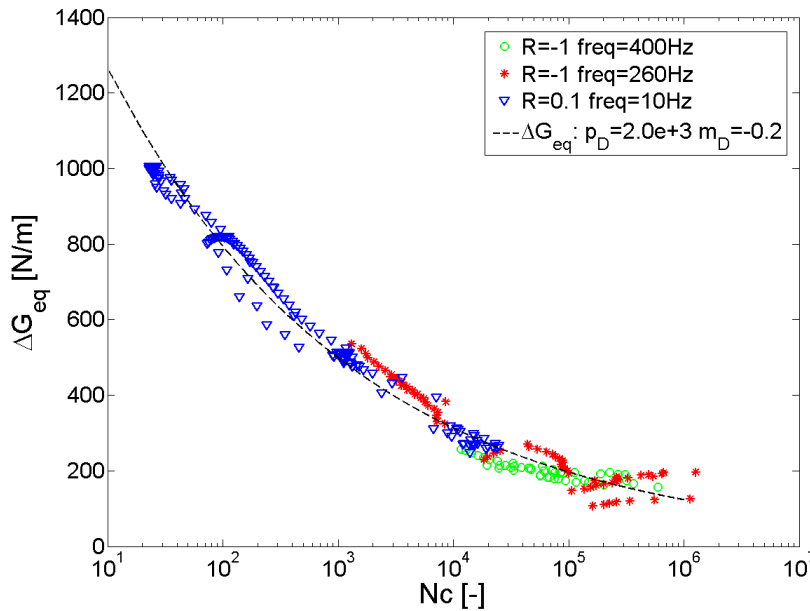


Figure 7.18: Courbe $\Delta G_{eq}-N$ de seuils de propagation pour les fréquences : $10Hz$, $260Hz$ et $400Hz$

En extrapolant la courbe pour les faibles nombres de cycles, la valeur de propagation estimée pour un cycle est supérieure à $1000 N/m$ ce qui est cohérent avec la valeur critique statique de $1240 N/m$.

Les deux courbes présentent un seuil de non-propagation en fatigue autour d'un ΔG_{eq} de $200N/m$ (Fig.7.17, Fig.7.18).

7.3.2 Observations

Comme attendu, l'observation des surfaces de rupture réalisées à l'aide du Microscope Électronique à Balayage (MEB) montrent majoritairement un motif en festons. La profondeur ainsi que la largeur de ces festons semblent liées au niveau de la sollicitation : plus il est élevée, plus ils sont larges et profonds (Fig.7.19). Les fractographies montrent aussi des rouleaux qui sont des fragments arrondis de la matrice [76].

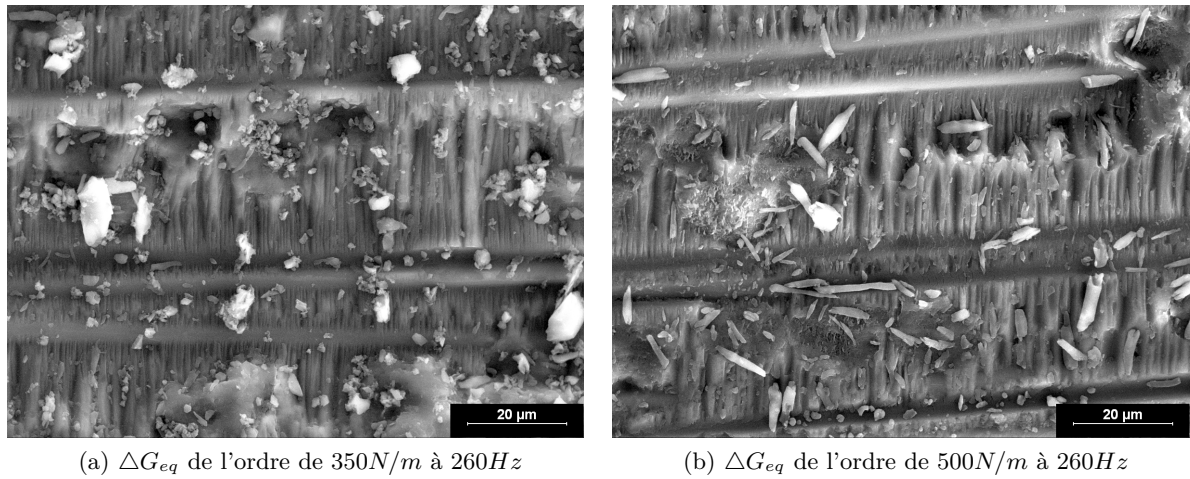


FIGURE 7.19 – Taille des festons

La comparaison des faciès de rupture à $10Hz$ et $260Hz$ pour le même niveau de ΔG_{eq} met en exergue la différence de forme des festons (Fig.7.21). Cette différence vient du rapport de charge comme l'observe Matsubara et al. [54] dans leur étude sur l'effet du rapport de charge en Mode II. Le chargement à $R = -1$ est un chargement symétrique qui permet un endommagement régulier de la matrice d'où la forme triangle isocèle (Fig.7.20). Dans le cas d'un chargement à $R = 0.1$, la sollicitation est toujours dans la même direction, les traces dans la matrice prennent donc une forme de triangle rectangle. Les fractographies montrent notamment une forme de feston plus large à pointe écrasée pour les essais à $R = -1$ à $260Hz$ alors qu'à $10Hz$ à $R = 0.1$ leur pointe est plus saillante.

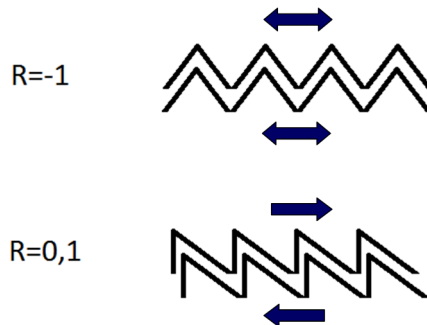
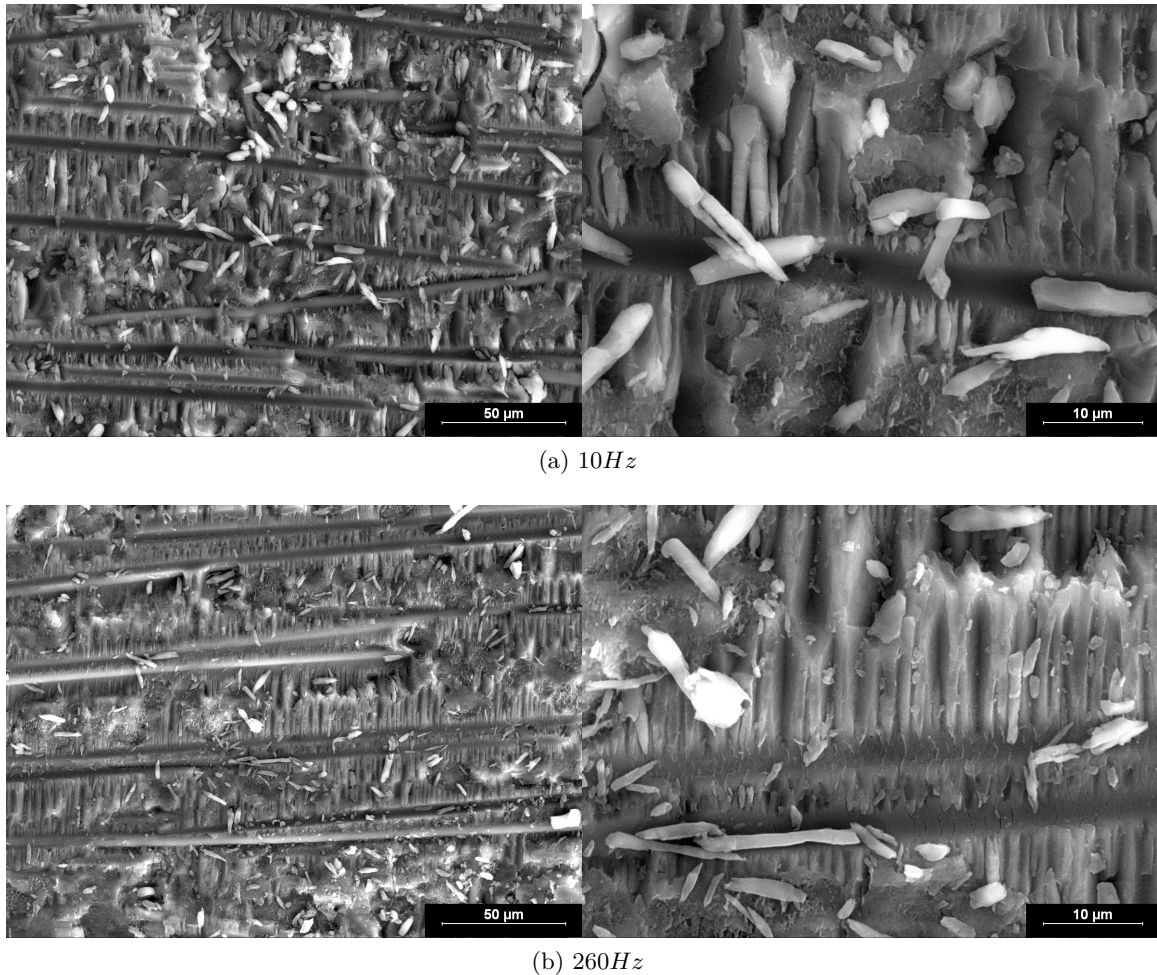


FIGURE 7.20 – Forme des festons et rapport de charge

FIGURE 7.21 – Surfaces de rupture pour ΔG_{eq} de l'ordre de $500 N/m$

7.4 Bilan

Des essais de propagation de délaminage en fatigue en Mode II ont été réalisés à différentes fréquences : d'abord à $10 Hz$ sur machine hydraulique, puis à $260 Hz$ et $400 Hz$ selon une procédure d'essai à résonance. Dans ce nouveau type d'essai, un pot vibrant est utilisé pour solliciter l'éprouvette sur son premier mode de flexion. Les déplacements imposés sont choisis suffisamment faibles pour limiter l'échauffement de l'éprouvette pendant l'essai de fatigue. La méthode d'analyse des données d'essai utilise en partie la simulation numérique.

Les résultats sont exploités sous la forme de lois de Paris. Les courbes en seuil de propagation $G - N$ peuvent être extrapolées des données d'essai de type Paris car le comportement de l'éprouvette en fatigue n'est pas influencé par l'historique du chargement et de la propagation.

Les résultats en fatigue obtenus pour les essais dynamiques d'un côté et les essais classiques de l'autre sont assez différents quand ils sont représentés en fonction de G_{max} . Ceci est vraisemblablement dû à la différence de rapport de charge entre les deux types d'essai. L'adaptation de la méthode de représentation proposée par Hojo et al. [34] et la définition d'un ΔG en similitude avec ΔK [54, 67] permet de le prendre correctement en compte. Sous cette forme, les résultats sont tracés en fonction d'un ΔG_{eq} et suivent une loi unique de Paris. L'exploitation des courbes révèle un seuil de non-propagation en fatigue en Mode II du matériau autour de $\Delta G_{eq} = 200 N/m$.

Le comportement du matériau en propagation de délaminage par fatigue en Mode II peut être obtenu à l'aide d'essais à fréquence élevée (bien supérieure à $10 Hz$). Dans la configuration d'essai mise en place le matériau composite étudié T700/M21 n'est donc pas sensible aux effets induits par la fréquence élevée de sollicitation : faible échauffement et vitesse de sollicitation

importante. Des essais classiques complémentaires à $10Hz$ et à $R = -1$ permettraient de consolider ce constat. Ces essais dynamiques permettent de gagner un temps d'essai non négligeable car la fréquence de résonance utilisée peut-être augmentée tant que l'éprouvette ne s'échauffe pas sous la sollicitation.

Troisième partie

Modèles numériques de propagation sous sollicitation vibratoire

Chapitre 8

État de l'art : Réponse vibratoire de structures délaminées

Sommaire

8.1	Modélisation analytique	99
8.2	Effet du délaminage sur les paramètres modaux	102
8.3	Bilan	105

L'objectif principal de cette Partie est de *développer des outils numériques pour permettre la simulation d'une structure délaminée sous chargement vibratoire et l'étude de la propagation du délaminage*. Ce chapitre fait donc une revue des modèles de simulation de réponse vibratoire de structure délaminée présents dans la littérature.

La modélisation de structure délaminée sous sollicitation vibratoire est généralement un problème non-linéaire. En effet, de telles sollicitations peuvent donner lieu à des ouvertures de délaminage modifiant la réponse en déplacement de la structure. Le gestion du contact périodique entre les deux lèvres du délaminage est la difficulté majeure de la représentation de ce type de problème.

Certains auteurs se sont intéressés à la modélisation analytique de ce type de problème avec l'étude des vibrations libres d'une poutre délaminée. L'objectif visé est d'enrichir les équations d'équilibre de poutres pour se rapprocher au mieux des résultats modaux observés sur un cas d'essai. Ils ont majoritairement utilisé deux modélisations distinctes du contact : *le modèle libre* et *le modèle contraint*. *Le modèle libre* laisse les deux lèvres du délaminage bouger sans gérer les interférences. Ainsi, il permet la représentation de l'ouverture du délaminage mais autorise l'apparition de modes non-physiques donnant lieu à l'interpénétration des deux lèvres. *Le modèle contraint* impose une même courbure pour les deux lèvres du délaminage. Il évite donc l'interpénétration, mais n'autorise pas d'ouverture de délaminage.

D'autres auteurs ont abordé ce problème de structure du point de vue de la détection de délaminage. Ils ont pour la plupart utilisé les éléments finis en appliquant l'un ou l'autre des modèles de contact définis précédemment afin d'évaluer l'influence du délaminage sur les paramètres modaux.

8.1 Modélisation analytique

La modélisation analytique est généralement basée sur l'écriture des équations d'équilibre de poutre permettant d'établir les relations exprimant les déformations en fonction de la position le long de la structure et du temps. Le problème est résolu en passant les équations dans le domaine fréquentiel, en exprimant la solution comme une fonction spatiale multipliée par une fonction exponentielle en $\omega.t$. Le problème revient à une résolution de système d'équations aux valeurs propres permettant de déterminer les fréquences de résonances et les déformées modales.

Plusieurs auteurs se sont intéressés au problème délicat de vibration de poutre délaminée en matériau composite. Les premiers à avoir abordé ce problème sont Ramtukur et al. [65]. Ils ont découpé la poutre en trois zones : les deux zones saines et celle délaminée, et pris en compte le délaminage en estimant que le moment d'inertie dans la partie délaminée était égal à la somme des moments d'inertie des deux demi-épaisseurs. Le modèle s'est avéré sous-estimer les fréquences obtenues en essais.

La première grande classe de méthode a été mise en place par Wang et al. [87] pour améliorer les résultats. Elle consiste à découper la poutre en 4 parties distinctes, chacune avec les conditions limites dédiées (Fig.8.1).

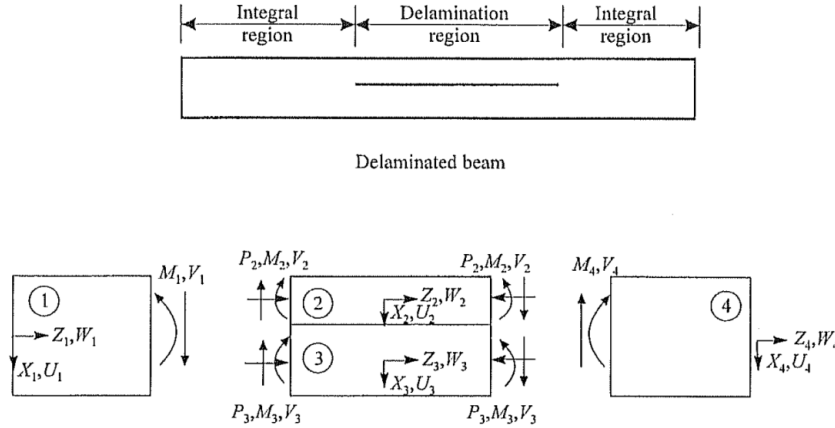


FIGURE 8.1 – Découpage de la poutre délaminée [96]

Comparativement au modèle de Ramtukur et al. [65], ce type de méthode permet d'ajouter l'effet du couplage flexion-compression (ou traction) qui apparait en respectant la continuité de déplacement et l'équilibre des forces aux extrémités du délaminage (Fig.8.2).

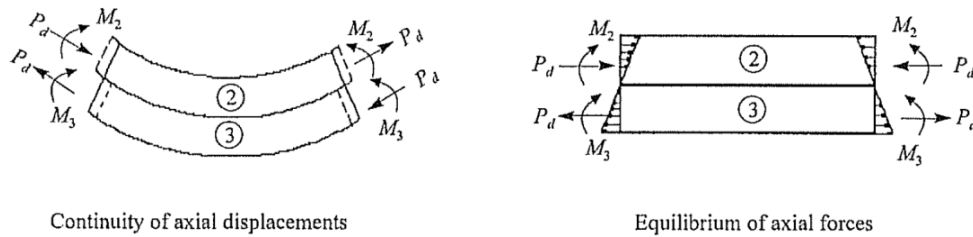


FIGURE 8.2 – Couplage flexion-compression [60]

Wang et al. [87] ont ainsi étudié une poutre composite assimilée isotrope et mis au point un modèle de référence dans lequel les deux parties du délaminage peuvent bouger sans s'affecter : le modèle libre. Les fréquences calculées sont proches des fréquences propres d'essais, mais certaines formes des modes trouvées sont physiquement impossibles du fait de l'interpénétration des lèvres du délaminage. Pour remédier à ce problème, Mujumdar and al. [60] ont utilisé le même type de modélisation, mais ont imposé une même courbure pour les deux lèvres. Ce modèle, appelé modèle contraint donne de bons résultats relativement aux essais, mais ne prend pas en compte les modes d'ouverture de délaminage.

Shen et al. [74] utilisent le principe variationnel de minimisation de l'énergie sur la poutre délaminée découpée en 4 poutres de Timoshenko. Ils modélisent le problème suivant les deux méthodes : modèle libre et modèle contraint ; et réalisent des essais sur poutres composites mettant en évidence l'ouverture du délaminage pendant la sollicitation pour les délaminages proches de la surface (Fig.8.3). Leurs résultats expérimentaux sont fréquemment utilisés dans la littérature pour valider les modèles numériques.

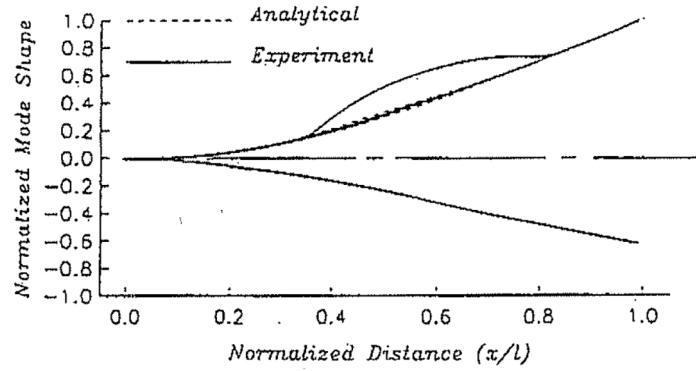


FIGURE 8.3 – Déformée observée en essais pour un délaminage décentré (3^e mode de flexion, délaminage $\frac{3}{5}$ de la longueur de poutre) [74]

Pour prendre en compte l'ouverture du délaminage, Luo et al. [50] mettent au point un modèle dans lequel un ressort est installé entre les deux lèvres du délaminage. Ainsi, les deux parties du délaminage sont liées par un effort proportionnel à la raideur du ressort et à leur déplacement relatif. Les auteurs comparent les résultats de ce modèle pour une raideur $k = 0$, $k = +\infty$ et $k = 0.1$ avec les résultats d'essais de Shen et al. [74]. Les résultats en fréquence trouvés par les modèle libres et contraints sont quasi-identiques et proches des résultats d'essai pour les positions de délaminage ne menant pas à une ouverture pendant la sollicitation. Par contre dans le cas d'une ouverture de délaminage, les résultats analytiques sont moins bons. Les auteurs expliquent que le modèle réel de modélisation de poutre délaminée est une combinaison du modèle libre qui permet l'ouverture du délaminage et du modèle contraint qui évite l'interpénétration des lèvres. Ils le mettent en place par l'utilisation d'un ressort non-linéaire par morceau (Fig.8.4a) et découpent le problème en trois phases [49] : la phase d'ouverture du délaminage ($k = 0$), une phase intermédiaire et la phase où le délaminage reste fermé ($k = +\infty$). L'hypothèse principale de cette représentation est la conservation des énergies pendant le passage d'un état à un autre. Une intégration numérique est nécessaire pour résoudre le problème temporellement en prenant comme état initial de la phase étudiée l'état final de la phase précédente (Fig.8.4b).

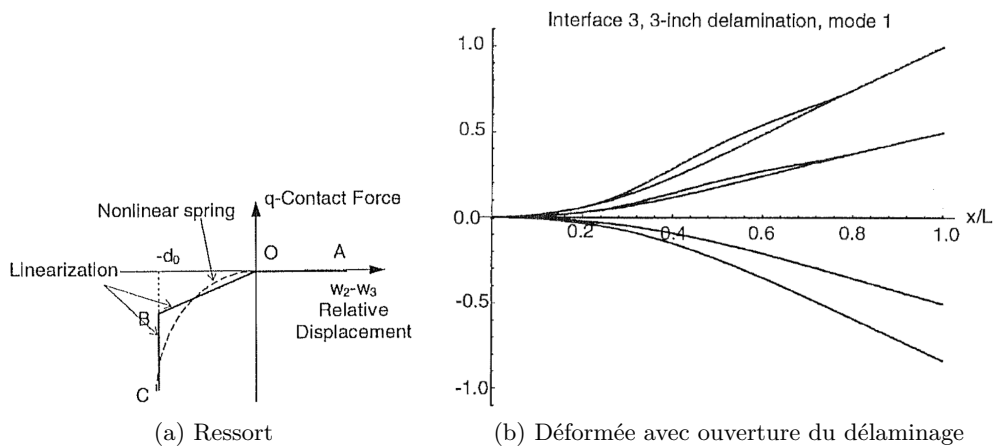


FIGURE 8.4 – Modèle linéaire par morceaux [50]

Wang et al. [86] adaptent le modèle de Luo et al. [50] en utilisant $k = 0$ pendant le demi-cycle d'ouverture de délaminage et un k proportionnel à la rigidité relative des deux lèvres du délaminage dans l'autre sens de sollicitation. Ce problème non-linéaire est résolu par un schéma de différences finies. Ce modèle permet d'empêcher la pénétration des lèvres pendant le cycle tout en autorisant le mouvement relatif (Fig.8.5).

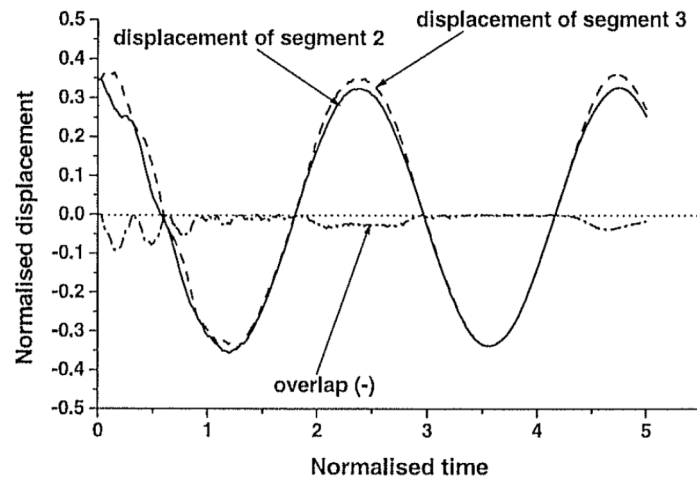


FIGURE 8.5 – Déplacement des deux lèvres pendant la sollicitation [86]

Plus récemment, Qiao et al. [63] améliorent le modèle de Luo et al. [50] en y ajoutant du frottement et la prise en compte de la déformation en pointe de fissure par la théorie des interfaces déformables. Celle-ci assouplit la pointe de fissure en relâchant la contrainte d'égalité de rotation. Avec cette modélisation, le modèle contraint donne des fréquences toujours supérieures au modèle libre ; les auteurs expliquent que les résultats identiques pour les deux modèles étaient dus à l'absence de prise en compte du frottement. Les fréquences de résonance augmentent quand la raideur du contact augmente et quand l'effet de friction augmente.

Kargarnovin et al. [40] modélisent la poutre délaminée en 4 poutres de Timoshenko. Ils utilisent la théorie des stratifiés pour établir les énergies cinétiques et potentielles de la poutre. Les fonctions spatiales sont exprimées à l'aide des polynômes de Legendre et les conditions limites appliquées pour chaque partie de la poutre. Le principe variationnel de minimisation de l'énergie est ensuite employé pour déterminer le système d'équations linéaires à résoudre. Les résultats trouvés pour les fréquences de résonance sont proches des résultats d'essai sauf dans les cas d'une forte ouverture de délaminage.

La deuxième classe de méthodes de résolution est développée par Saravanas et al. [73]. Ils découpent la poutre en trois parties : les deux saines et celle délaminée. Puis, ils utilisent la théorie des stratifiés en y introduisant des discontinuités pour modéliser le délaminage dans la partie endommagée. Ce modèle prend en compte l'amortissement modal qui est calculé à partir des formules de dissipation d'énergie prenant en compte les discontinuités et d'un paramètre d'amortissement identifié en essai. Ce modèle a le mérite d'être le premier modèle analytique à prendre en compte l'amortissement, mais la comparaison de celui calculé avec celui déterminé en essais donne des résultats très mitigés. Les fréquences de résonance sont par contre en cohérence avec celles trouvées en essais.

Lee [47] introduit lui aussi des discontinuités dans la théorie des stratifiés, mais résout le problème par éléments finis en évaluant les matrices de raideur et de masse dans les cas libre et contraint. Ces résultats sont en accord avec les essais de Shen et al. [74]. Il estime que la période d'un cycle de poutre délaminée est la moyenne entre la période d'un cycle de cas libre et celle d'un cycle de cas contraint. L'auteur estime que cette méthode de calcul peut raisonnablement être employée pour les tailles de délaminage petites relativement à la longueur de poutre.

8.2 Effet du délaminage sur les paramètres modaux

Plusieurs études se sont intéressées à l'influence du délaminage sur les paramètres modaux et plus particulièrement sur le décalage fréquentiel entre une plaque saine et une plaque délaminée sollicitée sur ses modes de résonance. Il a été montré que les fréquences de réso-

nances pouvaient être utilisées pour détecter les endommagements dans une structure [96] ; un endommagement se traduit par une baisse de rigidité donc une diminution de la fréquence de résonance de la structure.

Certains auteurs traitent la plaque ou poutre délaminée comme un problème linéaire par analyse modale. C'est le cas de Ju et al. [39] qui utilisent un modèle 2D plaque basé sur la théorie des plaques Mindlin pour étudier l'influence d'un délaminage rectangulaire sur la fréquence propre d'une plaque sous plusieurs conditions limites (Fig.8.6). Ils traitent le problème en configuration *modèle libre*. Leurs conclusions sont les suivantes :

- Le décalage fréquentiel est plus important pour un délaminage en milieu d'épaisseur que pour un délaminage décentré,
- Généralement, l'effet sur la fréquence d'un délaminage est plus important pour les modes de résonance élevés,
- Les conditions limites influent sur l'effet du délaminage, plus elles sont restrictives plus il est élevé,
- Les positions de plus grand décalage fréquentiel semblent liées à l'énergie de déformation.

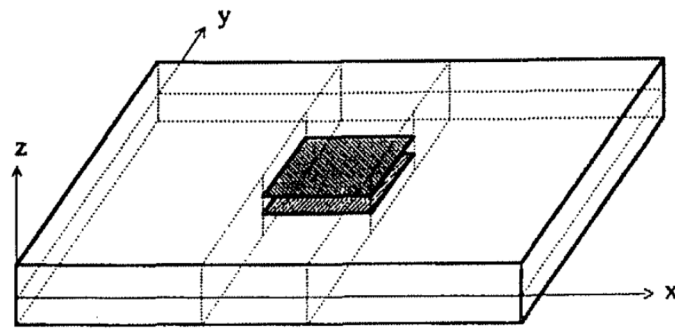


FIGURE 8.6 – Modèle 2D hypothèse mindlin [39]

Krawczuk et al. [43] utilisent un modèle discret de poutre pour représenter une poutre délaminée sur ses modes de résonance. Ils trouvent aussi que les décalages fréquentiels sont plus importants quand le délaminage est en milieu d'épaisseur. De plus, la position du délaminage dans la longueur de la poutre a aussi une influence : le décalage fréquentiel est maximal pour une position sur les nœuds de la déformée modale de flexion (Fig.8.7).

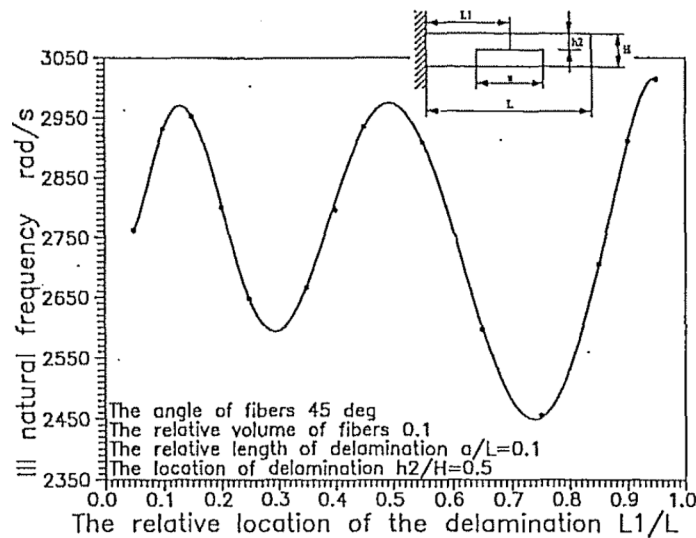


FIGURE 8.7 – Décalage fréquentiel en fonction de la position dans la longueur (3^e mode de flexion) [43]

Hu et al. [37] développent un élément basé sur la théorie des plaques à haut degré de

formulation qui satisfait la nullité du cisaillement transverse aux surfaces supérieure et inférieure de la plaque. Après une validation du modèle sur plusieurs résultats d'essais de la littérature dont celui de Shen et al. [74] comparativement à ceux de Luo et al. [50], ils étudient les changements de courbure dus au délaminage positionné au centre de la surface dans une poutre ou une plaque. Ils en déduisent que l'influence du délaminage sur la courbure est plus importante en milieu d'épaisseur. De plus, elle augmente avec l'ordre du mode de résonance. Mais ces auteurs ne font pas varier la position du délaminage sur la longueur de la poutre ou la surface de la plaque, donc ces derniers résultats semblent incomplets (Fig.8.8) au vu des conclusions de Krawczuk et al. [43].

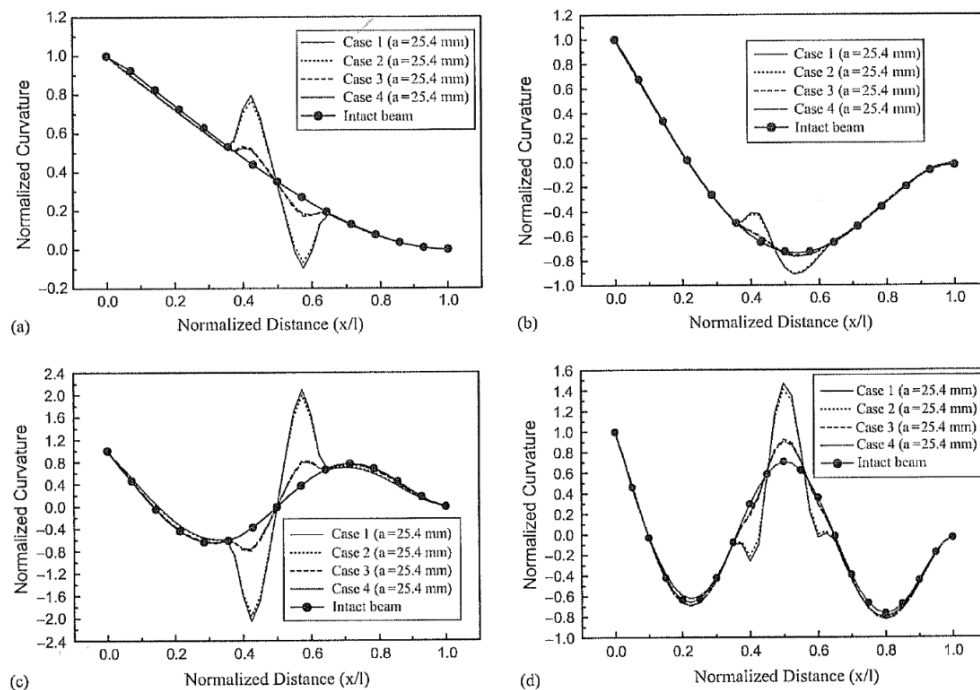


FIGURE 8.8 – Courbure en fonction de la position du délaminage dans l'épaisseur et du mode de flexion [37]

Yam et al. [95] s'intéressent à l'effet d'un délaminage circulaire sur les paramètres modaux d'une plaque modélisée en 3D plis par plis. Un ressort est introduit entre les deux parties du délaminage pour éviter l'interpénétration. Ils concluent que l'effet du délaminage sur le décalage fréquentiel augmente avec sa taille et le mode de résonance. Ils trouvent que la variation de la déformée est plus visible que celle de la fréquence. Mais, ils ne s'intéressent pas à faire varier la position du délaminage ce qui diminue l'intérêt de l'étude et des comparaisons entre modes effectuées.

Ercopur et al. [26] utilisent une modélisation 3D éléments finis pour étudier l'influence d'un délaminage circulaire dans une plaque en matériau époxy à fibres de verre. Ils retrouvent les mêmes résultats que précédemment : le décalage fréquentiel augmente avec la taille du délaminage, il est plus important sur les nœuds de la déformée modale et les conditions limites influent sur l'effet du délaminage.

Récemment, Burlayenko et al. [16] ont pris en compte le problème de contact intermittent dans le cas d'une dé-cohésion peau/âme sur une plaque en matériau sandwich. Cette étude non-linéaire résolue par schéma explicite permet de calculer la réponse transitoire et la réponse établie d'une plaque simplement appuyée avec un décollement en milieu de surface. Une transformée de Fourier est appliquée au signal temporel en déplacement trouvé et montre que le battement du délaminage pendant la sollicitation ajoute des composantes à hautes fréquences dans le spectre de réponse (Fig.8.9). L'ouverture influence donc fortement la déformée modale et la réponse à une sollicitation. L'auteur conclue sur le fait que l'analyse

modale n'est pas suffisante pour étudier les décollements dans une structure. L'analyse non-linéaire devient un outil incontournable ainsi que la prise en compte du contact dans l'étude des structures avec délaminage décentré dans l'épaisseur.

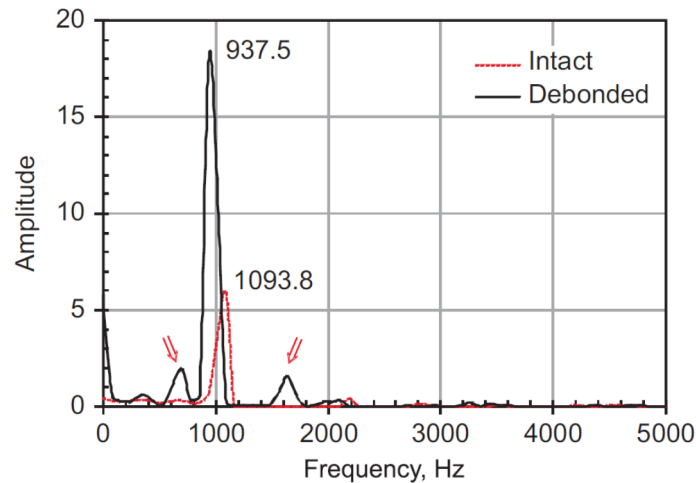


FIGURE 8.9 – Transformée de Fourier du signal temporel de déplacement [16]

8.3 Bilan

Des modèles analytiques et éléments finis ont été mis au point pour déterminer les paramètres modaux de structures délaminées. Dans le cas d'un délaminage en milieu d'épaisseur, le problème peut être solutionné par une analyse modale linéaire. En effet, le délaminage en milieu d'épaisseur ne s'ouvre pas pendant la sollicitation de la structure sur ses modes de résonance, les paramètres modaux peuvent donc être déterminés en s'affranchissant de l'effet de contact.

Par contre, dans le cas d'un délaminage décentré, la sollicitation de la structure sur ses modes de résonance peut donner lieu à une ouverture du délaminage imposant la prise en compte du contact entre les deux lèvres. Ce type de problème ne peut être résolu efficacement que par une modélisation non-linéaire, car les modèles linéaires par morceau montrent une baisse importante de précision dans ces cas d'études.

A l'aide des différents modèles mis en place, certains auteurs se sont intéressés à l'influence du délaminage sur les paramètres modaux de plaques ou poutres composites. Il a été montré que le décalage fréquentiel généré par ce délaminage comparativement à la structure saine était sensible à la taille du délaminage, sa position dans l'épaisseur, sa position sur la surface et au mode de résonance observé. Il n'a par contre pas été trouvé dans la littérature d'études sur la propagation de défaut sous chargement vibratoire. Les modèles mis en place dans la suite de cette Partie sont destinés à combler ce manque.

Chapitre 9

Modèle linéaire : Propagation en cisaillement Mode II/III dans une plaque

Sommaire

9.1	Cas d'étude	107
9.2	Mise en place des outils	108
9.2.1	Modèle numérique	108
9.2.2	Algorithme d'optimisation	109
9.3	Résultats	112
9.3.1	Décalages fréquentiels	112
9.3.2	Propagation	117
9.4	Bilan	122

Ce chapitre a pour objectif principal d'évaluer si un délaminage généré par un défaut de fabrication peut se propager dans un panneau composite uniquement sous des Modes de cisaillement dus à la déformation hors plan causée par des vibrations.

Une plaque composite avec un délaminage noyé en milieu d'épaisseur est donc modélisée par éléments finis afin de déterminer les zones critiques en termes de propagation de délaminage. Comme vu précédemment, ce problème peut être traité par une **méthode linéaire** (Partie 8.2). Le décalage fréquentiel étant un bon indicateur de la présence de défauts dans une structure, son évolution en fonction de la position du délaminage est aussi évaluée, pour vérifier son efficacité pour le suivi de propagation de délaminage dans le cas étudié.

9.1 Cas d'étude

Une plaque en matériau composite de dimensions $200 \times 200 \times 4mm^3$ est modélisée à l'aide du logiciel Samcef. Elle est composée de 32 plis T700/M21 de $0.125mm$ d'épaisseur, agencés selon la séquence suivante : $[0/-45/90/45]_{s,4}$. Les propriétés du matériau utilisées sont récapitulées dans le tableau 4.1. Un défaut circulaire de rayon R est introduit en milieu d'épaisseur avec une position variable sur la surface de la plaque (Fig.9.1). L'étude se limite à des rayons compris entre $10mm$ et $35mm$ ($R \in [10, 20, 30, 35]$).

Deux configurations de conditions limites sont étudiées :

- libre-libre, pour s'affranchir de l'influence d'un encastrement et déterminer les lieux les plus propices à la propagation et de plus grand décalage fréquentiel relativement à la déformée modale.
- encastree d'un côté (à $X = 0$ sur la figure 9.1), pour étudier un cas plus représentatif d'une sollicitation structure réelle.

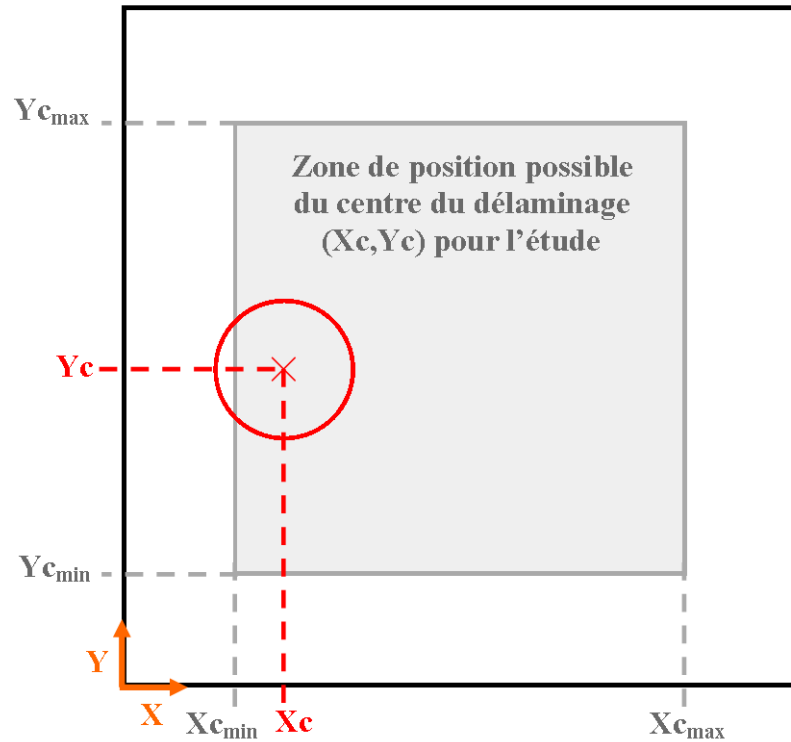


FIGURE 9.1 – Plaque étudiée

La zone de position admissible du centre du délaminage est limitée de façon à ce que le bord du défaut soit à une distance minimale du bord de la plaque pour toutes les tailles de délaminage étudiées (Fig.9.1). Cette zone est définie pour le rayon le plus grand et gardée identique pour toutes les tailles de rayon.

La plaque ainsi définie est étudiée sur ses quatre premiers modes de résonance. Pour chaque mode de résonance et pour chaque taille de rayon, deux analyses sont effectuées : une pour déterminer les positions de plus fort décalage fréquentiel et une autre pour calculer les taux de restitution d'énergie disponibles au front de fissure. Ce travail est réalisé à l'aide d'un algorithme d'optimisation afin d'assurer l'obtention des positions optimales. Tous les résultats des positions évaluées par l'algorithme sont enregistrés et utilisés pour obtenir une cartographie des décalages fréquentiels et une cartographie des taux de restitution d'énergie, fonctions de la position sur la plaque.

9.2 Mise en place des outils

9.2.1 Modèle numérique

Éléments La plaque est modélisée en 3D par des éléments volumiques de degré 2 avec 4 éléments dans l'épaisseur.

Maillage Un maillage de type triangulaire est utilisé à l'extérieur du défaut (Fig.9.2). Il a l'avantage de ne pas être ordonné donc de permettre l'apparition de modes symétriques (contrairement à un maillage ordonné). Pour s'affranchir de l'influence du maillage dans la détermination du décalage fréquentiel, la plaque saine est maillée de la même façon que la plaque délaminée : le défaut circulaire apparaît, mais les interfaces sont solidaires.

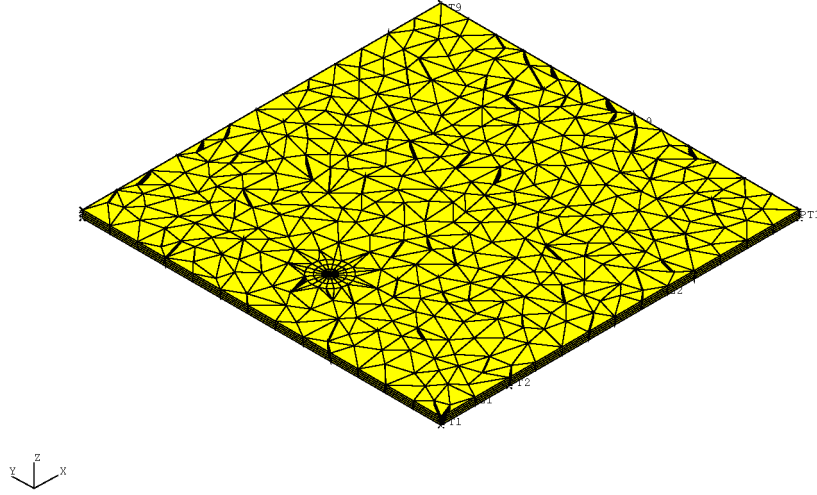


FIGURE 9.2 – Maillage de la plaque

Délaminage Le défaut est choisi circulaire pour ne favoriser aucune direction de propagation. Il est modélisé en doublant les nœuds à l'interface délaminée pour créer une décohésion (Fig.9.3).



FIGURE 9.3 – Modélisation du délaminage

Modèle Ce problème est résolu par analyse linéaire car ce type de modèle est suffisant dans le cas de délaminage en milieu d'épaisseur (Partie 8.1).

9.2.2 Algorithme d'optimisation

9.2.2.1 Présentation

Un problème d'optimisation est la plupart du temps formulé comme un problème de minimisation [48] :

$$\left\{ \begin{array}{l} \min_x f(x) \\ \text{tel que,} \\ g_i(x) \leq 0, i = 1, \dots, m \\ h_j(x) = 0, j = 1, \dots, m \\ x \in S \subset R^n \end{array} \right. \quad (9.1)$$

où f est la fonction à minimiser (dite fonction objectif), g_i et h_i les contraintes et x le vecteur des variables d'optimisation appartenant au domaine des possibilités S .

Plusieurs méthodes existent pour résoudre ce type de problème. Pour la plupart, elles se classent en deux grandes familles : les méthodes globales et les méthodes locales.

Les méthodes locales partent d'un point initial et de proche en proche convergent vers un minimum local. Dans le cas d'une fonction objectif qui possède plusieurs minima (fonction multimodale), rien n'indique que le résultat de l'algorithme donnera le minimum global.

Les méthodes globales, quant à elles, évaluent la fonction objectif en plusieurs secteurs du domaine des possibilités. Elles permettent donc d'atteindre plusieurs minima et dans le meilleur des cas le minimum global.

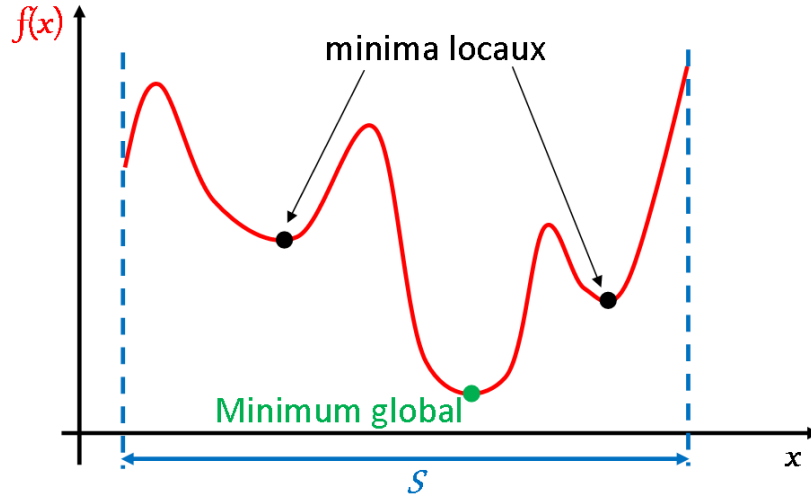


FIGURE 9.4 – Minima d’une fonction objectif

Dans la présente étude l’algorithme Pattern Search disponible sur le logiciel Matlab a été utilisé.

Pattern Search est un algorithme local d’ordre 0 dit de recherche directe : il utilise seulement les valeurs de la fonction objectif et n’approxime pas de gradient. A chaque itération, un maillage est défini autour du point courant à partir d’un jeu de vecteurs immuable (pattern) multiplié par un scalaire. La fonction objectif est alors évaluée en tous points du maillage. Si il en résulte une amélioration, le point de valeur optimale est utilisé comme prochain point courant. La valeur du scalaire est alors conservée ou augmentée. Par contre, si le point courant reste la position de minimisation de la fonction, la valeur du scalaire est diminuée et une nouvelle recherche est faite autour de cette position. De par son caractère local, le résultat de cet algorithme dépend grandement du point de départ. Pour balayer l’espace, il faut donc lancer plusieurs explorations de points de départ différents.

9.2.2.2 Application au cas d’étude

Chaque type de plaque (encastree ou libre) est analysé sur ses quatre premiers modes de résonance. Pour chaque mode, deux optimisations distinctes sont réalisées à l’aide de l’algorithme Pattern Search : la première pour déterminer les positions de plus grand décalage fréquentiel, la seconde pour trouver les positions favorisant la propagation du délaminage. Le vecteur x représente ici les coordonnées du centre du délaminage sur la plaque, les fonctions contraintes sont définies de façon à ce que le bord du défaut soit suffisamment loin du bord de la plaque.

Décalage fréquentiel (Fig.9.5a)

Comme trouvé dans la bibliographie, pour les modes propres n’impliquant pas une ouverture de délaminage, le modèle libre donne des résultats satisfaisants en fréquence. L’étude se limite donc ici à une étude modale classique (sans condition de contact, Annexe D.2).

Pour évaluer le décalage fréquentiel, une analyse modale est effectuée sur la plaque saine, puis sur la plaque délaminée à l’aide du module d’analyse modale (Dynam) de Samcef. Le décalage fréquentiel relatif est déduit des deux fréquences propres ainsi déterminées :

$$Df_r = \frac{f_{saine} - f_{delam}}{f_{saine}} \quad (9.2)$$

avec f_{saine} la fréquence de résonance de la plaque saine et f_{delam} la fréquence de résonance de la plaque délaminée.

Il est utilisé pour évaluer la fonction objectif à minimiser dans l’algorithme d’optimisation :

$$f_{min} = \frac{1}{Df_r} \quad (9.3)$$

Taux de restitution d'énergie (Fig.9.5b) Le but de cette étude est d'une part de déterminer les positions privilégiées pour la propagation lors de la sollicitation d'une plaque sur ses modes de résonances et d'autre part, d'évaluer la possibilité d'une propagation de délaminage sous ce type de chargement.

- Afin de calculer le taux de restitution d'énergie, une analyse modale est nécessaire pour déterminer la fréquence de résonance de la plaque et sa déformée modale associée. Cette déformée permet d'obtenir le déplacement global de la face inférieure de la plaque qui sera ensuite imposé avec un déplacement maximal de $10mm$ pour un calcul linéaire élastique (Samcef) donnant les taux de restitution d'énergie disponibles pour la propagation par la méthode VCE (Partie 3.2.3.1). Dans ce dernier calcul, des conditions de contact sont ajoutées au niveau du délaminage pour éviter l'interpénétration des plis. Les niveaux maximaux de G_{II} le taux de restitution d'énergie en Mode II et de G_{III} celui en Mode III sont utilisés pour calculer la fonction objectif de cette optimisation (Eq.9.4)¹. Ces niveaux d'énergies sont évalués sur toute la circonférence du délaminage et le niveau maximal atteint déterminé comme celui de la position évaluée. Pour chaque position testée, le niveau maximal de $G_{II} + G_{III}$ et les fonctions de G_{II} et G_{III} sur la circonférence du délaminage sont enregistrés.

$$f_{minG} = \frac{1}{\max(G_{II} + G_{III})} \quad (9.4)$$

- Ensuite, une analyse implicite en réponse dynamique est effectuée pour une sollicitation vibratoire à une accélération structurale de $40g$ avec 1% d'amortissement structural sur le mode de résonance considéré à l'aide du module Repdyn de Samcef. Elle permet de déterminer le déplacement généré par une telle sollicitation et ainsi d'évaluer la possibilité de propagation du délaminage sous ce mode de vibration à $40g$.

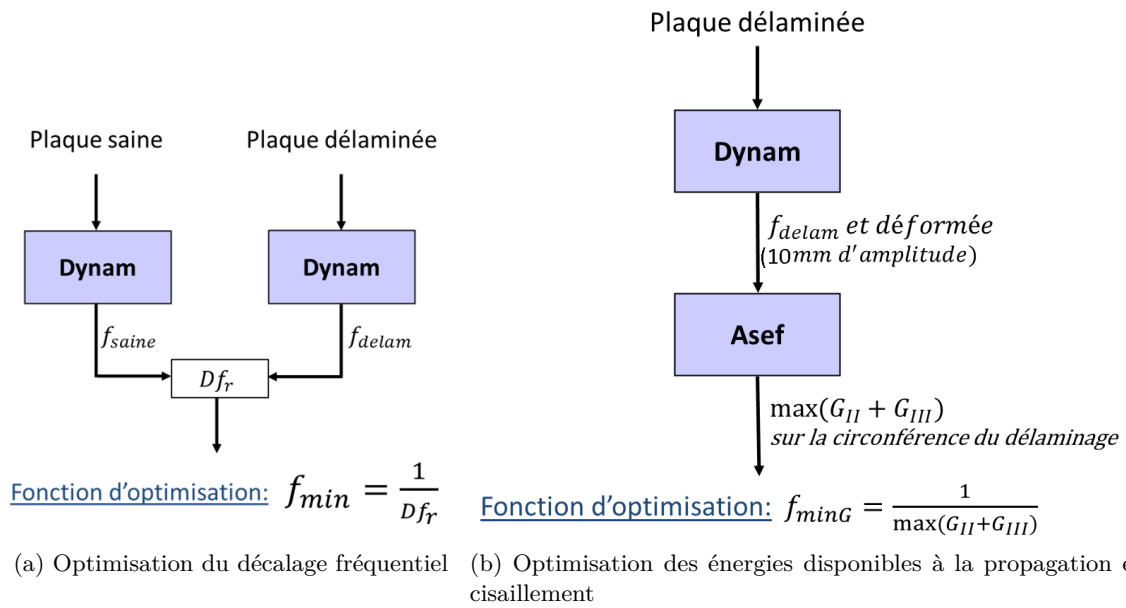


FIGURE 9.5 – Méthode d'évaluation des positions optimales pour chacun des modes de résonance

1. Le taux de restitution en Mode I est négligeable car la plaque est sollicitée en cisaillement pur

Paramétrage de l'algorithme Pour s'assurer de déterminer tous les optimaux locaux et l'optimum global, PS est lancé au moins quatre fois en prenant comme positions initiales les quatre coins de la plaque. Les résultats sont ensuite rassemblés sur une même figure.

9.3 Résultats

Les résultats de toutes les positions évaluées pendant chaque optimisation sont enregistrés et utilisés pour tracer une surface de réponse de l'optimisation. Cette méthode permet d'obtenir une cartographie des fonctions objectifs en fonction de la position tout en étant sûr d'avoir précisément déterminé les positions optimales.

9.3.1 Décalages fréquentiels

Les décalages fréquentiels relatifs sont calculés sur les quatre premiers modes hors plan des plaques encastree et libre (Fig.9.7a et Fig.9.8a). Les lignes de nœuds des déformées modales sont les zones où le déplacement reste nul (ligne pointillée sur les figures). Les positions du centre du délaminage testées sont à plus de $37.5mm$ du bord de plaque (soit $2.5mm$ entre le bord du délaminage et le bord de plaque pour la plus grande taille de rayon). Les fréquences de résonance pour les différents modes sont regroupées dans les tableaux 9.1a pour la plaque encastree et 9.1b pour la plaque libre.

Les figures 9.7 et 9.8 présentent pour chaque mode la cartographie du décalage fréquentiel en fonction de la position du centre du délaminage sur la plaque.

Dans le cas de la plaque encastree, les décalages fréquentiels maximaux sont généralement situés à proximité de l'encastrement (Fig.9.7). Sinon, ils sont positionnés sur les lignes de nœuds aux endroits où la rotation de section est la plus importante (Fig.9.7 et Fig.9.8) et donc de cisaillement maximal. En effet comme le délaminage désolidarise la partie supérieure de la partie inférieure du laminé, il empêche le transfert du cisaillement entre les deux parties de plaque et réduit fortement la raideur de flexion de la plaque en cet endroit. Ceci conduit à un décalage fréquentiel plus important (Fig.9.6).

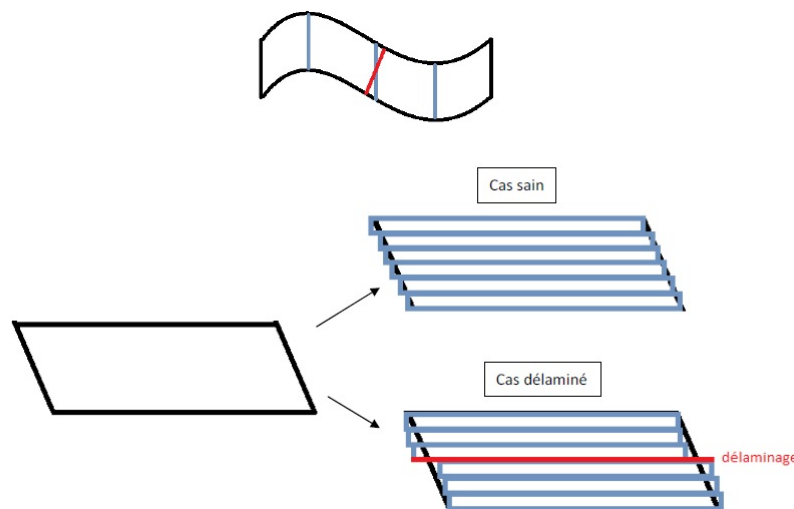
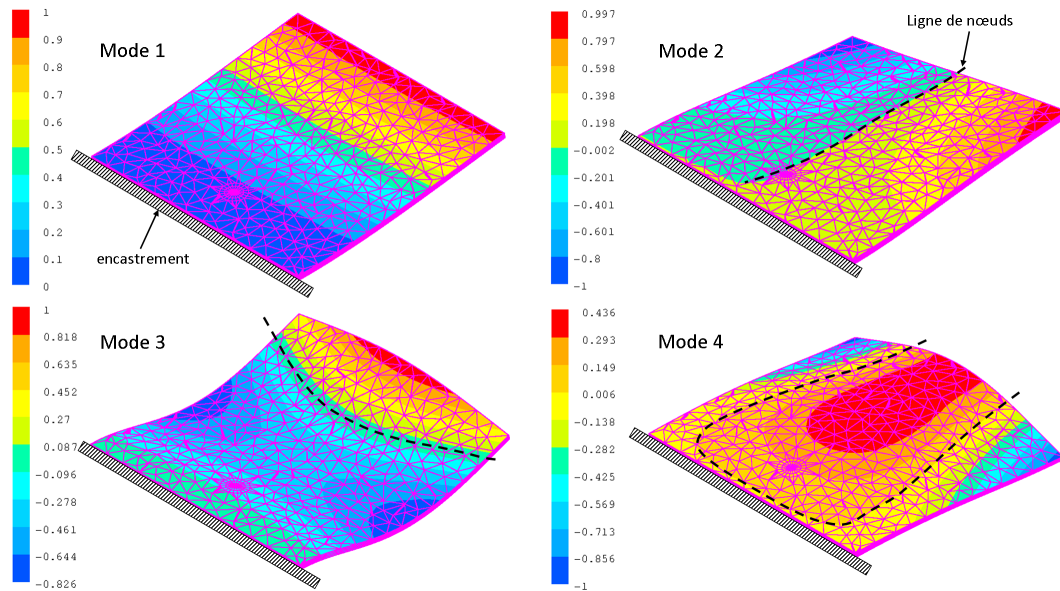
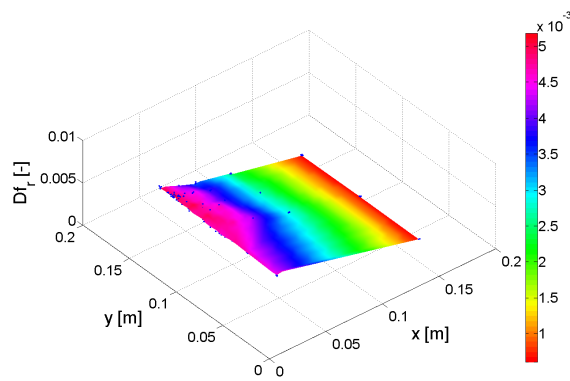


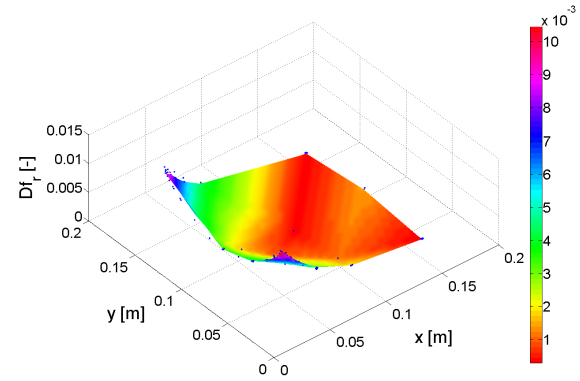
FIGURE 9.6 – Cisaillement au nœud de la déformée



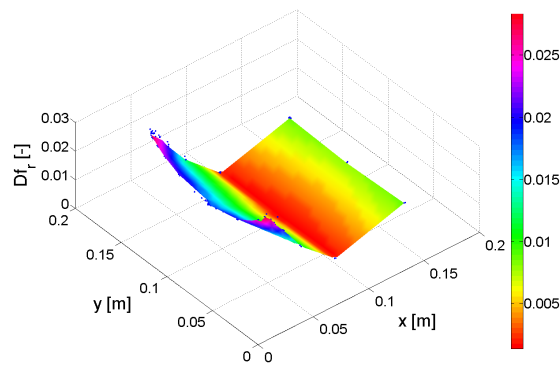
(a) Déformée modale



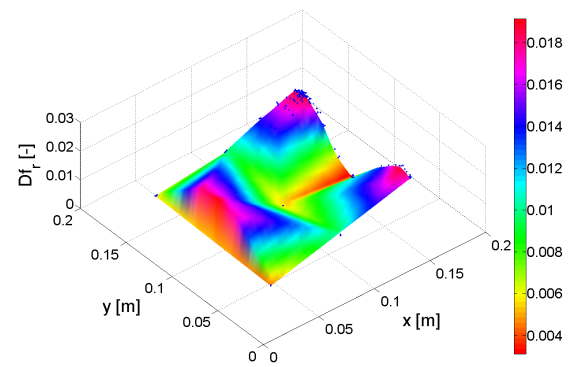
(b) Mode 1



(c) Mode 2

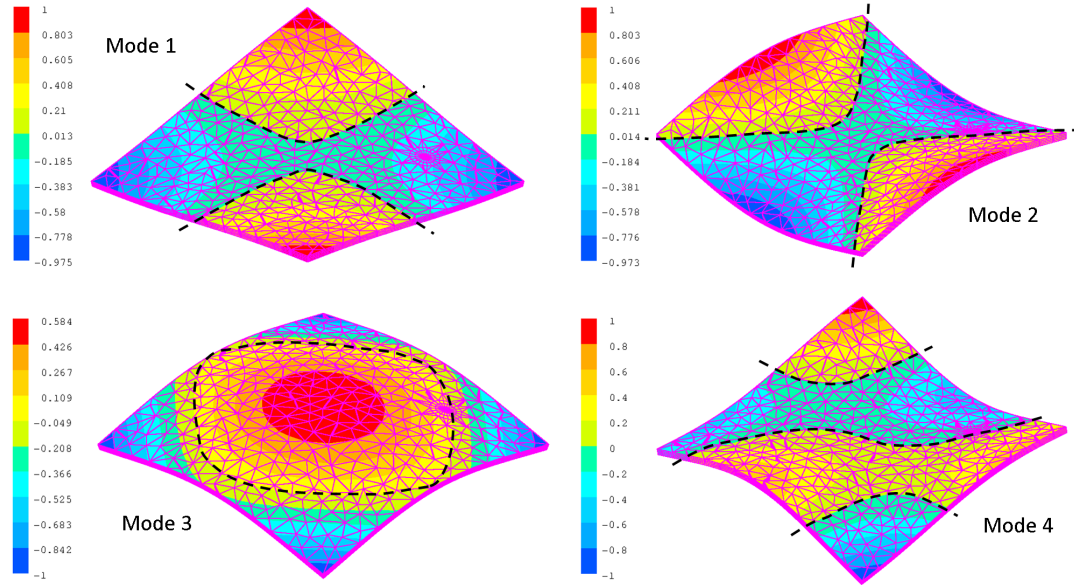


(d) Mode 3

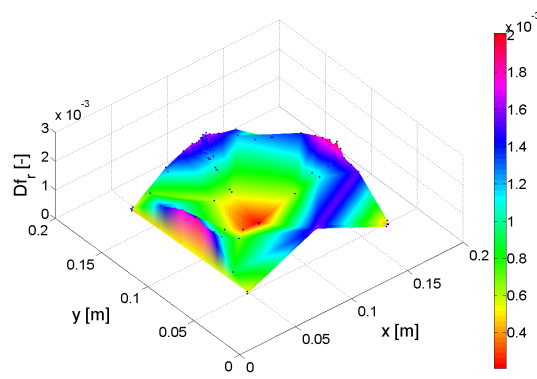


(e) Mode 4

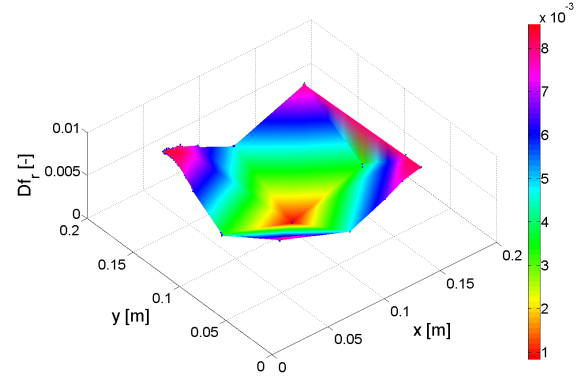
FIGURE 9.7 – Plaque encastree : Cartographie du décalage fréquentiel relatif ($R = 35mm$)



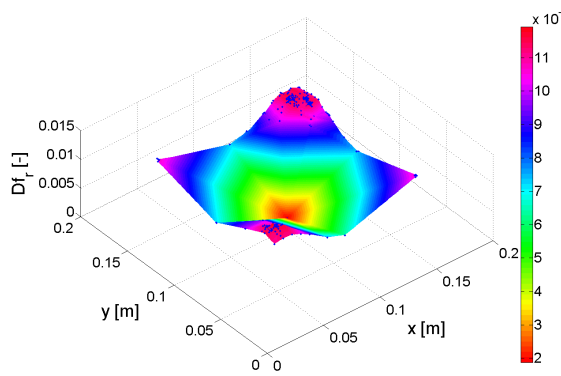
(a) Déformée modale



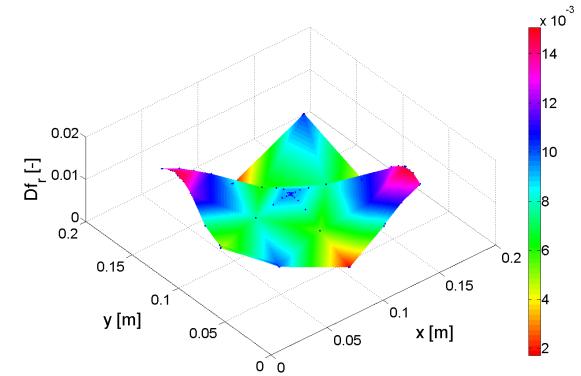
(b) Mode 1



(c) Mode 2



(d) Mode 3



(e) Mode 4

FIGURE 9.8 – Plaque libre : Cartographie du décalage fréquentiel relatif ($R = 35mm$)

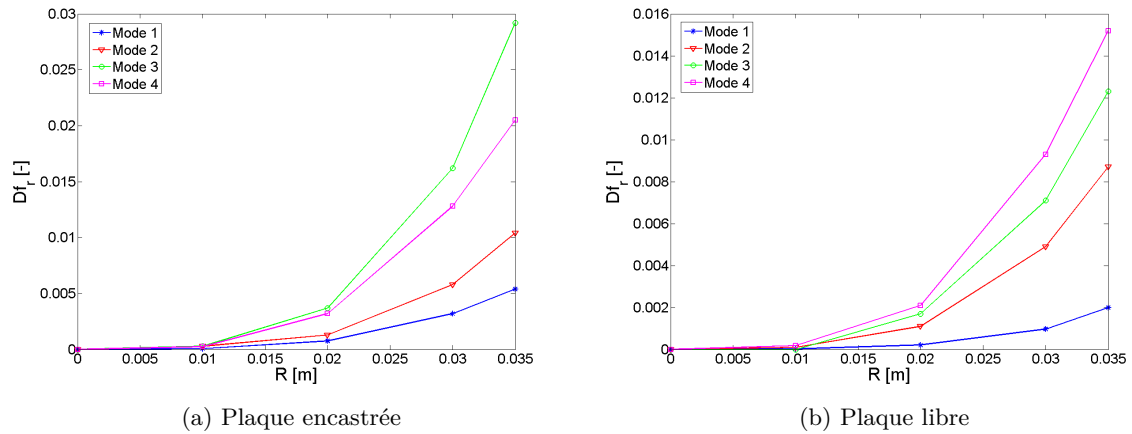
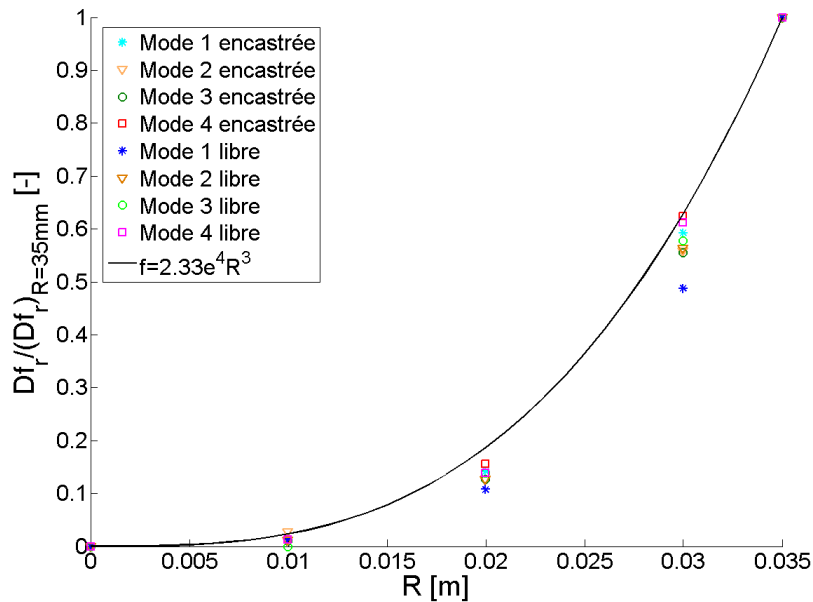
Mode	1	2	3	4
Fréquence [Hz]	86	204	524	651

(a) Plaque encastrée

Mode	1	2	3	4
Fréquence [Hz]	320	479	592	823

(b) Plaque libre

TABLE 9.1 – Fréquences de résonance plaque saine

FIGURE 9.9 – Décalages fréquentiels relatifs en fonction de R FIGURE 9.10 – Décalages fréquentiels relatifs normalisés par la valeur en $R = 35mm$ en fonction de R

L'évolution du décalage fréquentiel relatif pour les optima est tracée en fonction de la taille du délaminage pour les deux configurations testées (Fig.9.9). Comme attendu, l'augmentation de la taille du délaminage augmente le décalage fréquentiel relatif maximal. Dans le cas de la plaque libre, plus le mode de résonance est élevé, plus le décalage fréquentiel relatif

maximal relevé est important. Par contre pour la plaque encastree, le décalage fréquentiel relatif maximal du mode 3 est supérieur à celui du mode 4. Ce décalage fréquentiel relatif semble donc être lié à la courbure de la plaque : plus elle est importante, plus il est élevé.

Les décalages fréquentiels relatifs relevés entre la plaque saine et la plaque délaminée sont inférieurs à 3% même dans le cas d'un délaminage de 35mm de rayon (soit un délaminage de plus de 10% de la surface de la plaque). Il semble donc difficile de suivre précisément l'évolution du délaminage par décalage fréquentiel pendant un essai de propagation.

En adimensionnant ces résultats par le décalage fréquentiel relatif maximal pour le rayon de délaminage de 35mm, les données des deux conditions limites pour les différents modes suivent globalement la même loi en R^3 . La connaissance du décalage fréquentiel relatif maximal pour un délaminage important permettrait donc d'approximer les valeurs trouvées pour des délaminages plus petits.

Remarque

La déformée modale d'une structure est affectée par l'existence d'un délaminage : l'information globale de changement de déformée peut donc être un moyen de détection du délaminage [96]. Afin d'étudier l'influence du délaminage sur la déformée modale, la différence de déplacement hors plan entre la plaque saine et la plaque délaminée pour une accélération de 40g et un amortissement de 1% est calculée pour toutes les positions testées par l'algorithme. Il apparaît que lorsque le délaminage est situé sur les lignes de nœud des déformées modales (ou au niveau de l'encastrement pour la plaque encastree), cette différence est plus importante (Fig.9.11/ Fig.9.7a et Fig.9.12/ Fig.9.8a). Ce moyen de détection de défaut est difficile à mettre en œuvre car la différence de déplacement entre la plaque saine et la plaque délaminée est de l'ordre du dixième de millimètre dans le meilleur des cas : pour le mode 1 de la plaque encastree qui génère un très grand déplacement hors plan (Tab.9.2).

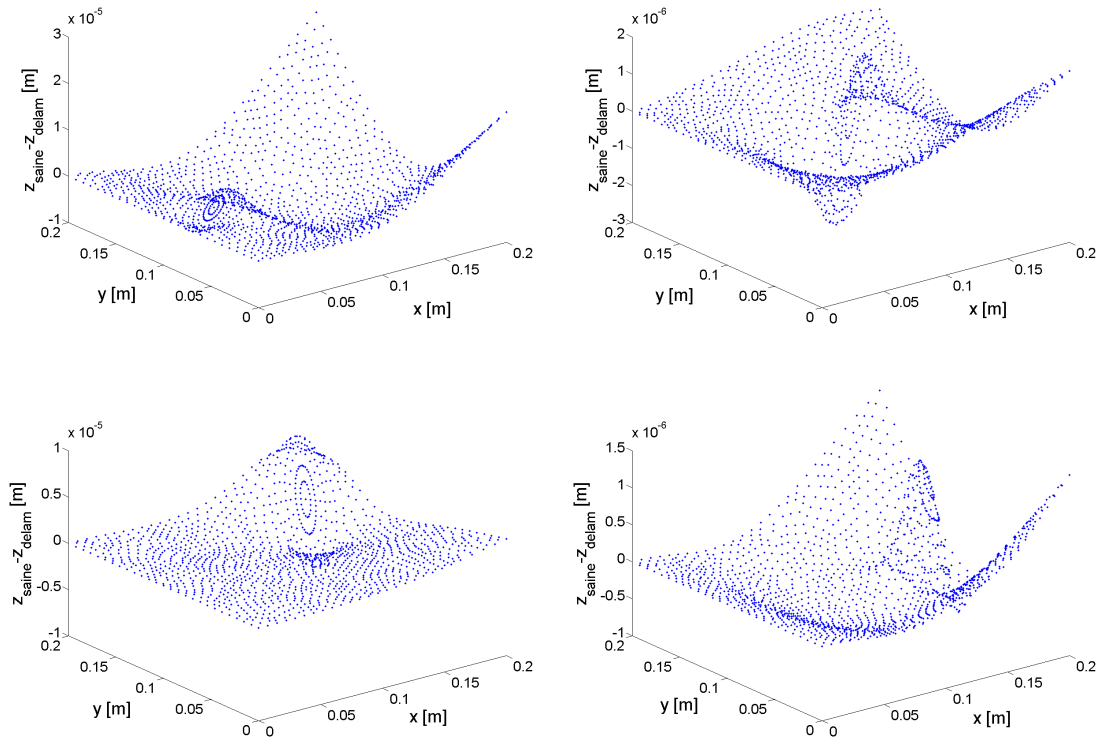
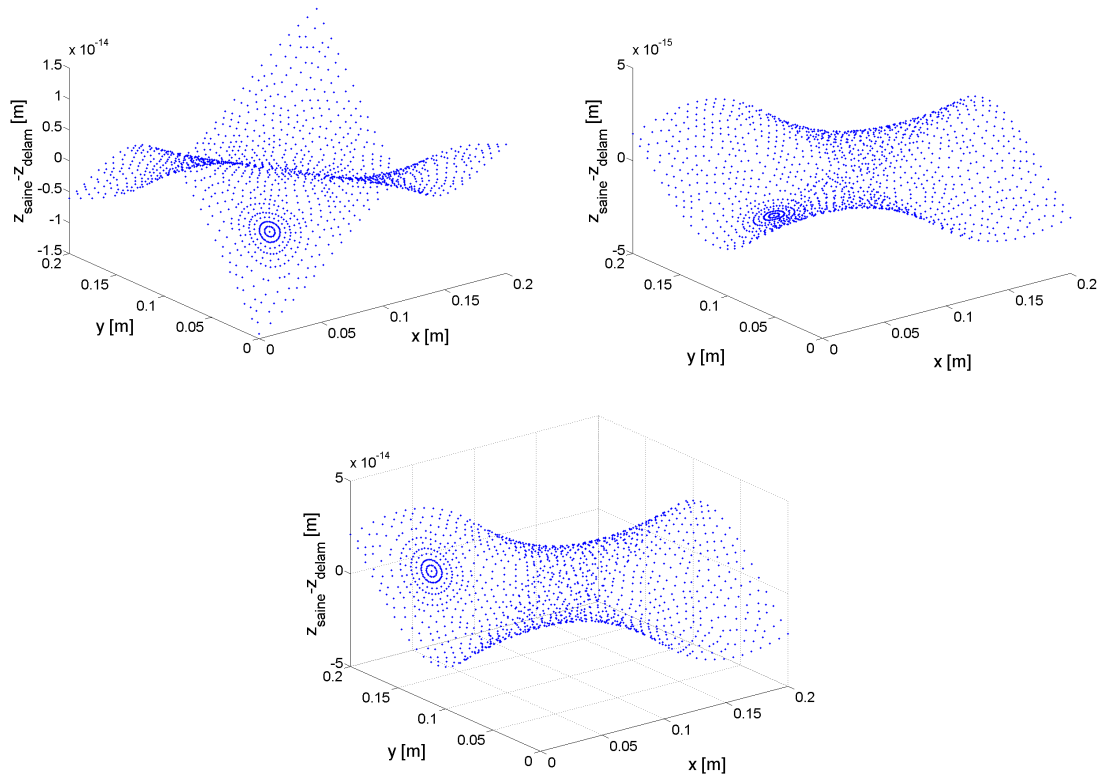


FIGURE 9.11 – Plaque encastree : différence de déplacement hors plan ($R = 20mm$)

FIGURE 9.12 – Plaque libre : différence de déplacement hors plan ($R = 20mm$)

9.3.2 Propagation

Les positions privilégiées de propagation et les cartographies en fonction de la position du délaminage sont initialement déterminées pour chaque mode de résonance étudié à l'aide de l'algorithme d'optimisation.

Ensuite, la possibilité de propagation d'un délaminage dans une plaque soumise à ses modes de résonance est évaluée.

9.3.2.1 Positions privilégiées

Afin de réaliser l'étude des positions préférentielles pour la propagation, un déplacement maximal de $10mm$ est imposé pour chaque mode de vibration. Les positions du centre du délaminage testées sont à plus de $50mm$ du bord de plaque.

Les figures 9.13 et 9.14 présentent les cartographies interpolées à partir des optimisations en taux de restitution d'énergie. La valeur du taux de restitution d'énergie maximal est représentée pour chaque mode en fonction de la position du centre du délaminage sur la plaque.

Les positions optimales de propagation correspondent aux positions optimales de décalage fréquentiel : sur les lignes de nœuds des déformées modales ou proche de l'encastrement (Fig.9.13, Fig.9.7 et Fig.9.14, Fig.9.8).

Les évolutions des taux de restitution d'énergie disponibles en fonction du rayon du délaminage pour chaque mode sont regroupées sur la figure 9.15. Ces résultats ne permettent pas de comparer les modes entre eux car pour un même niveau d'énergie de sollicitation, la valeur du déplacement maximal de la plaque dépend du mode de résonance.

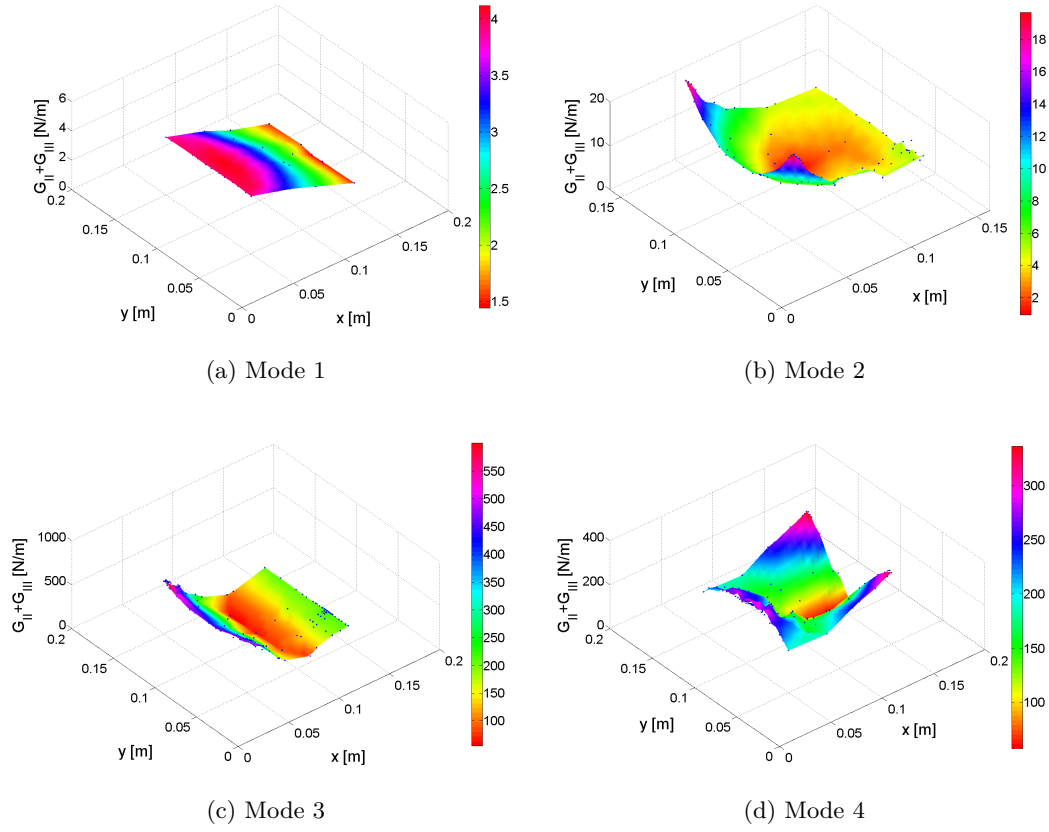


FIGURE 9.13 – Plaque encastée : Cartographie du taux de restitution d'énergie ($R = 35mm$)

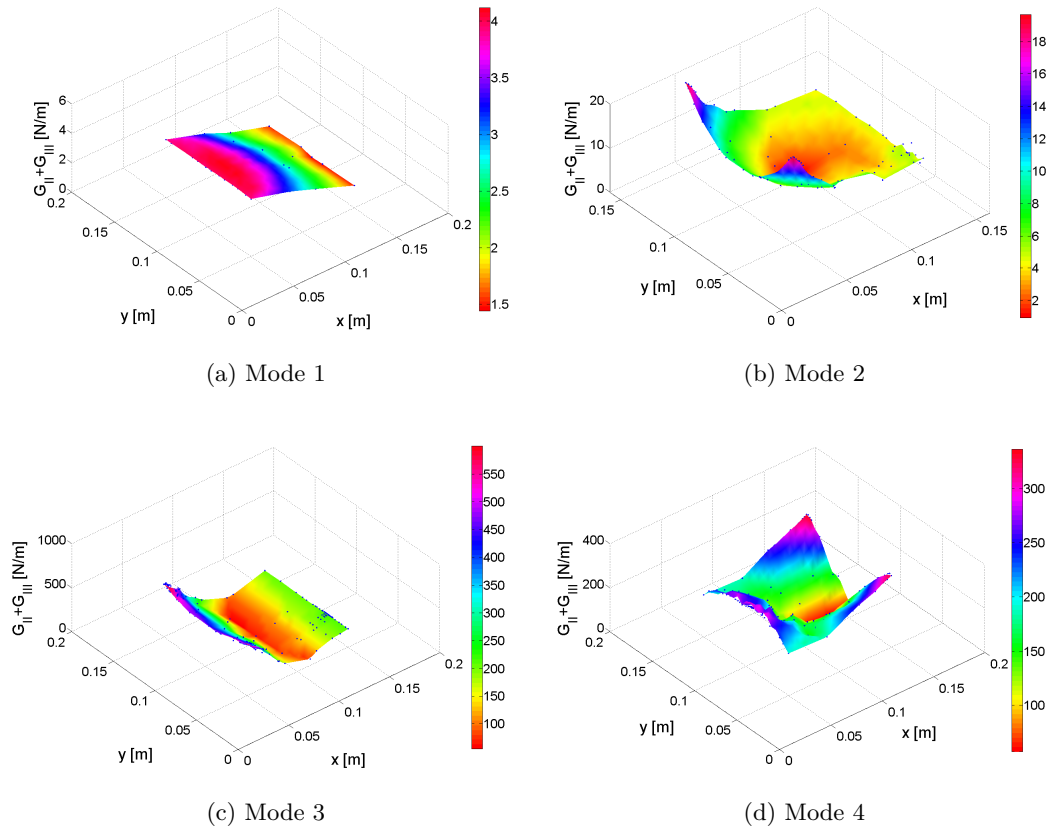
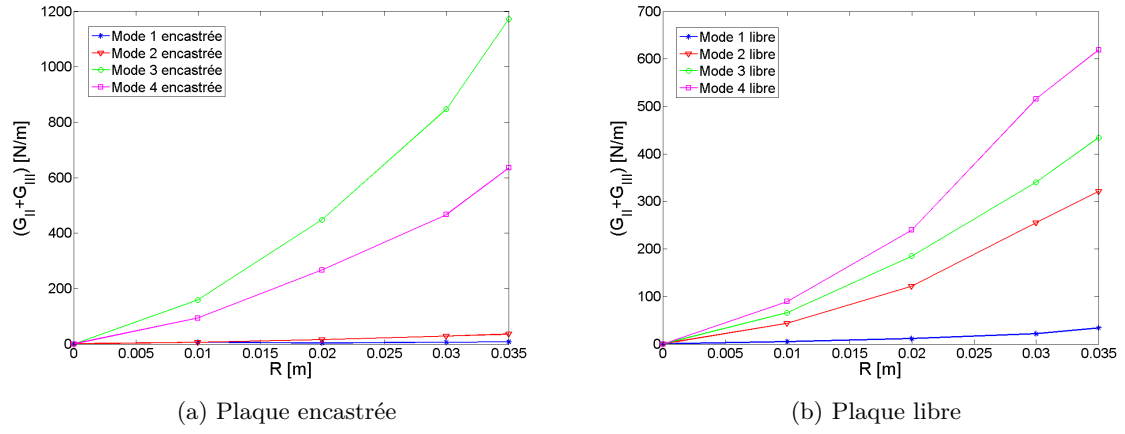
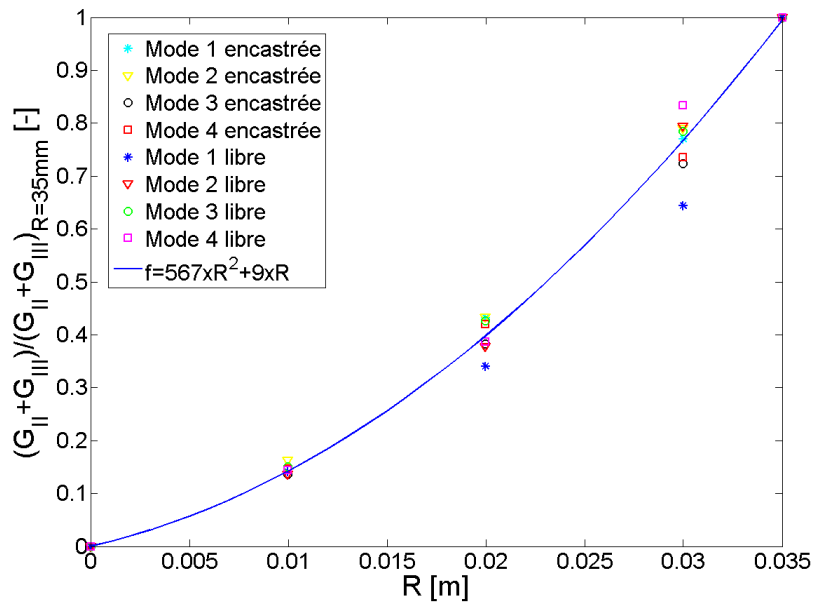


FIGURE 9.14 – Plaque libre : Cartographie du taux de restitution d'énergie ($R = 35mm$)

FIGURE 9.15 – Taux de restitution d'énergie en fonction de R

Comme dans le cas du décalage fréquentiel, en adimensionnant les résultats par le taux de restitution d'énergie maximal pour le rayon de délamination de $35mm$, les résultats des deux conditions limites pour les différents modes suivent globalement la même loi en R^2 . La connaissance du taux de restitution d'énergie maximal pour un délamination important permet d'approximer les valeurs trouvées pour des délaminages plus petits.

FIGURE 9.16 – Taux de restitution d'énergie normalisés par la valeur en $R = 35mm$ en fonction de R

Les participations des Modes II et III de propagation sur toute la circonférence du délamination sont évaluées pour la plaque encastree sur ses modes 3 et 4 de résonance pour $R = 35mm$ (Fig.9.17 et Fig.9.18). Sur les figures, les couleurs de la plaque représentent les déplacements hors plan; pour chaque position de délamination repérée par un cercle noir, un graphique est tracé, représentant l'évolution de G_{II} (en bleu) et G_{III} (en rouge) sur la circonférence du délamination (en pointillés). Comme attendu, la participation en Mode II est maximale dans le sens de la déflexion alors que celle en Mode III est maximale perpendiculairement. Le taux de restitution d'énergie disponible est plus important vers les bords libres pour les positions loin de l'encastrement, et vers l'encastrement dans le cas contraire. Ceci renforce l'idée d'une forte influence de l'encastrement pour les positions qui en sont proches.

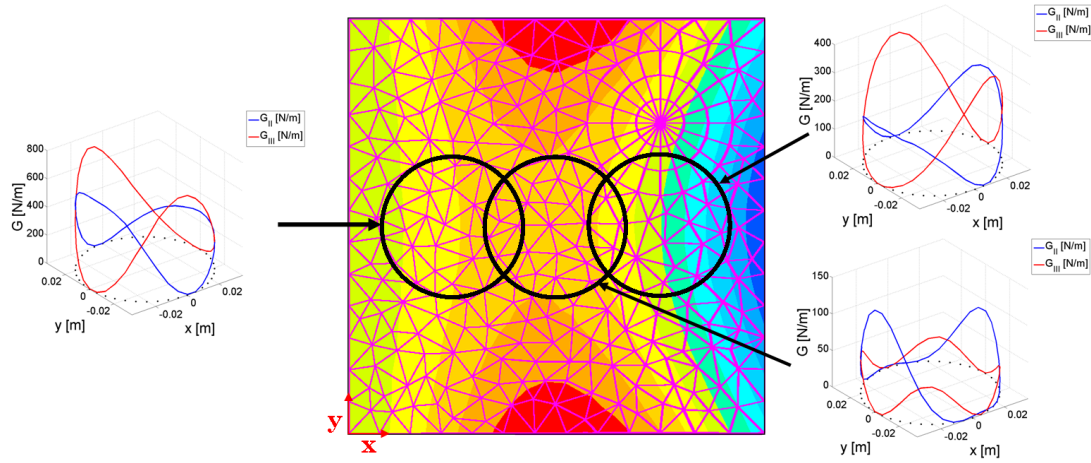


FIGURE 9.17 – Mode 3 encastree : Évolution de G autour du délaminage

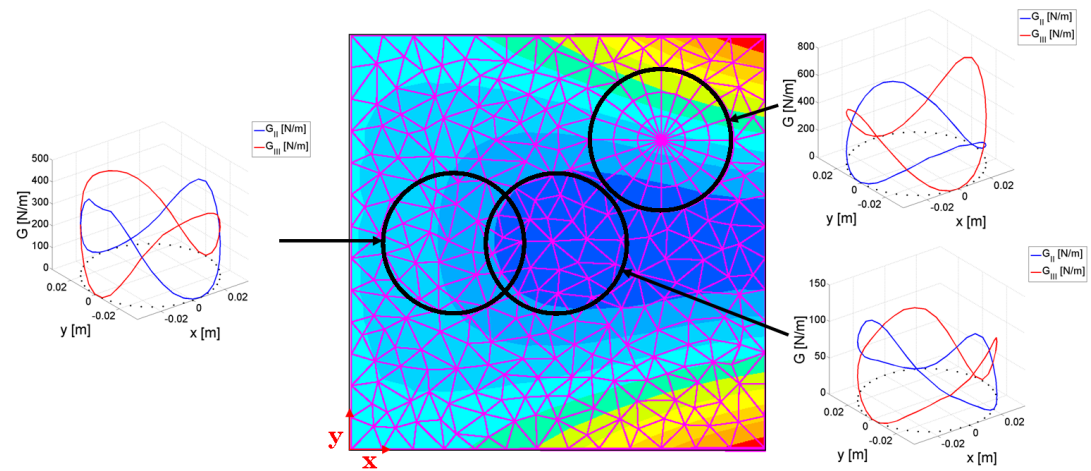


FIGURE 9.18 – Mode 4 encastree : Évolution de G autour du délaminage

9.3.2.2 Possibilité de propagation

Afin de déterminer les énergies de propagation mises en jeu sous une sollicitation vibratoire, il est nécessaire de pouvoir lier les déplacements de chaque mode avec une sollicitation en accélération structurale donnée. Cette partie de l'étude se limitera à l'analyse de la configuration plaque encastree plus représentative du cas d'une structure réelle.

Un calcul de réponse dynamique est donc effectué sous Repdyn pour une sollicitation de $40g$ et un amortissement structural de 1% ; il donne les déplacements maximaux de plaque récapitulés dans les tableaux 9.2.

Mode	1	2	3	4
d_{max} [mm]	$1.05e^2$	$1.53e^{-1}$	1.86	$6.01e^{-1}$

TABLE 9.2 – Déplacements maximaux des 4 premiers modes de la plaque encastree

Afin d'évaluer la possibilité d'une propagation pour la plaque encastree, les niveaux des taux de restitution d'énergie maximaux disponibles en cisaillement pour une accélération de $40g$ et un amortissement structural de 1% (G_{max}) peuvent être déduits de ceux obtenus pour un déplacement de $10mm$ (d_{num} , G_{num}) par la formule suivante (Tab.9.4) :

$$G_{max} = G_{num} \left(\frac{d_{max}}{d_{num}} \right)^2 \quad (9.5)$$

car $G \propto d^2$.

Mode	1	2	3	4
G_{max} [N/m]	$4.59e^2$	$4.53e^{-3}$	$2.19e^3$	$1.24e^1$

TABLE 9.3 – Taux de restitutions maximaux disponibles pour les 4 premiers modes de la plaque encastree ($R = 35mm$)

Pour obtenir un fort taux de restitution d'énergie, il faut un déplacement important. Les modes les plus propices à la propagation, sont donc ceux qui permettent une forte amplitude du déplacement (Tab.9.2 et Tab.9.3).

De par la relation 9.5, les déplacements de la plaque encastree nécessaires pour atteindre le seuil de propagation en cisaillement de $100N/m$ (seuil déterminé en Mode II pour $R = -1$ dans la Partie II) sont déterminés pour toutes les tailles de rayon (Tab.9.4a). Les accélérations permettant d'atteindre ces déplacements sont déduites en considérant la linéarité accélération-déplacement (Tab.9.4b).

Mode	1	2	3	4
$R = 10mm$	99.52	56.50	10.80	14.09
$R = 20mm$	74.83	34.60	6.43	8.33
$R = 30mm$	56.07	25.61	4.68	6.30
$R = 35mm$	49.19	22.76	3.98	5.40

(a) Déplacement maximal de la plaque nécessaire en mm

Mode	1	2	3	4
$R = 10mm$	37.77	14751.18	232.23	937.73
$R = 20mm$	28.40	9034.70	138.20	554.68
$R = 30mm$	21.28	6686.06	100.54	419.14
$R = 35mm$	18.67	5942.52	85.50	359.38

(b) Accélération nécessaire en g

TABLE 9.4 – Paramètres nécessaires pour atteindre $G = 100N/m$ pour les différents rayons

Les modes 2, 3 et 4 ne risquent pas de donner lieu à des propagations de délaminage vu les accélérations nécessaires (tab.9.4b). Le modes 1 de la plaque encastree reste le seul à pouvoir mener à une propagation.

Propagation de délaminage en zone courante avion La configuration plaque encastree rend possible la génération de grands déplacements et donc de forts taux de restitution d'énergie. Mais plus généralement, dans le cas d'une zone courante avion, les déformations hors plans sont limitées par les distances aux appuis : raidisseurs, lisses, cadres, nervures. Ces tailles de mailles sont en effet déterminées par le dimensionnement au flambage. Ceci rend donc improbable les débattements observés dans le cas du premier mode de flexion (Tab.9.4a).

De plus, les accélérations imposées par la fatigue sonique des structure restent bien inférieures à $9g$ qui est l'accélération ressentie pendant un crash. Or, les accélérations nécessaires à atteindre les $100N/m$ pour tous les modes étudiés sont bien supérieures à cette valeur.

Ainsi le risque de propagation d'un délaminage en zone courante sur ses modes de résonance par cisaillement pur semble très limité.

Remarque : Il doit aussi être noté que les tailles de défaut étudiées sont grandes relativement à la taille de la plaque : un diamètre de défaut de 10% à 35% du côté de la plaque étudiée.

9.4 Bilan

L'étude réalisée montre que les positions optimales pour le décalage fréquentiel et la propagation sont sur les lignes de nœuds des déformées modales. Les décalages fréquentiels sont faibles et ne permettent pas un suivi précis de l'évolution du délaminage. De plus, les différences entre les déformées modales de la plaque saine et plaque délaminée sont trop faibles pour constituer une méthode de suivi fiable. L'importance du décalage fréquentiel semble lié à la courbure de la plaque, tandis que l'amplitude des déplacements régit le niveau des énergies disponibles pour la propagation.

La propagation d'un délaminage en zone courante avion est peu probable :

- d'une part, car ces zones sont dimensionnées au flambage ce qui limite l'établissement d'un champ de déplacement d'amplitude suffisante pour la propagation,
- d'autre part, car les accélérations imposées par la fatigue sonique sur les structures restent bien inférieures à $9g$ (accélération ressentie pendant un crash).

Le dimensionnement statique paraît donc couvrir largement les risques de propagation en cisaillement pur d'un délaminage noyé par fatigue vibratoire.

La zone courante n'a pas été identifiée par les industriels comme une zone critique de propagation de délaminage par fatigue sonique, ce qui est cohérent avec les résultats présents. Par contre, les reprises de plis sur les ailerons ou les volets seraient plus sensibles à ce type de fatigue. De par leur géométrie, les reprises de plis induisent une contribution en Mode I lorsqu'elles sont sollicitées en flexion. Afin de représenter des ouvertures de délaminage, il faut mettre au point un **modèle numérique non-linéaire temporel**.

Chapitre 10

Mise en place des modèles numériques non-linéaires temporels

Sommaire

10.1 Modèle Chung-Hulbert	123
10.1.1 Poutre saine en vibration libre	123
10.1.2 Contact : méthode d'itération couplée	125
10.2 Modèle Contact-Newton	126
10.2.1 Poutre saine en vibration	126
10.2.2 Contact : Méthode de Newton	129
10.3 Comparaison des modèles sur chocs périodiques	130
10.3.1 Cas discret	131
10.3.2 Cas Éléments Finis	131
10.4 Bilan	133

Ces modèles numériques doivent prendre en compte la non-linéarité due à l'ouverture d'un délaminage d'une structure pendant sa sollicitation. La difficulté vient de la stabilisation du choc périodique qui en résulte. L'utilisation des méthodes de résolution implicite classique de type Newmark (Annexe D.3.1) avec une gestion du choc par une méthode de type pénalité (Annexe D.3.2) mène à une divergence de la loi de contact.

Pour remédier à ce problème deux approches ont été mises en place :

- la première utilise le module non-linéaire implicite de Samcef (Mécano). Le contact est géré par la méthode d'itérations couplées. La stabilité est obtenue par l'utilisation du schéma numérique de Chung-Hulbert qui permet un amortissement des hautes fréquences.
- la deuxième est l'utilisation d'un nouveau modèle de gestion du contact considérant la conservation des énergies pendant le choc. Basé sur la modélisation du choc de Newton, il permet la conservation de l'énergie cinétique et de la quantité de mouvement lors d'un choc entre deux nœuds. Cette solution est modélisée sous Matlab, couplée à la méthode explicite des différences finies centrée à deux pas (Annexe D.3.1).

La modélisation vibratoire est d'abord validée pour chaque approche sur un cas simple de poutre en vibration libre. Les résultats fréquentiels trouvés sont comparés à ceux d'une analyse modale classique. Ensuite, les deux approches sont confrontées sur des modèles de chocs périodiques.

10.1 Modèle Chung-Hulbert

10.1.1 Poutre saine en vibration libre

Une poutre de dimensions $120 \times 25 \times 5mm^3$ en aluminium est modélisée en éléments 2D plans de degré 2 avec l'hypothèse de déformation plane. Elle est encastree dans le plan $x = 0$.

Le modèle est d'abord lancé sous le module de calcul modal Dynam pour déterminer la fréquence propre du premier mode de flexion de la structure. La poutre est ensuite sollicitée sous Mécano et la fréquence tirée de la réponse temporelle comparée à celle de l'analyse modale.

10.1.1.1 Identification du mode fondamental

Un calcul de lâcher de poutre est réalisé sous le module élastique non-linéaire Mécano de Samcef avec la méthode de résolution de Chung-Hulbert. L'extrémité libre de la poutre est déplacée de $2mm$ dans la direction y, puis lâchée. Le déplacement du bout de poutre est enregistré à chaque pas de temps.

Le mode fondamental de résonance de la poutre est alors déterminé par identification de la fréquence du déplacement dans le domaine temporel (Fig.10.1) :

$$d = A.\cos(2\pi ft) \quad (10.1)$$

avec A l'amplitude et f la fréquence.

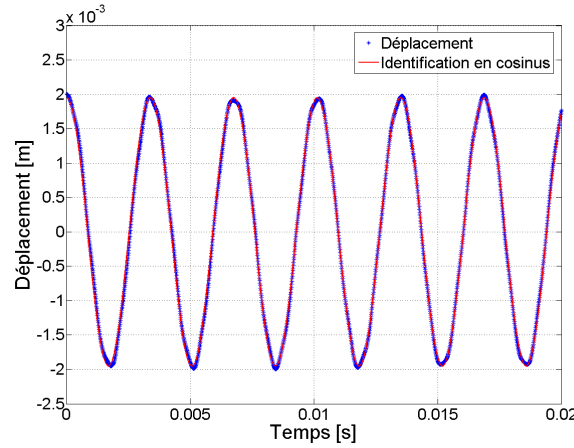


FIGURE 10.1 – Identification de la fréquence du déplacement

Remarque : cette méthode d'identification du mode fondamental par un lâcher de poutre sera utilisée dans toute la suite de la thèse.

10.1.1.2 Évaluation de l'erreur en fréquence

Les résultats pour différents pas de temps, différents nombres d'éléments dans la longueur et l'épaisseur de la poutre sont récapitulés sur la figure 10.2. L'erreur en fréquence est calculée par la formule suivante :

$$E_f = \frac{f_{temporel} - f_{modal}}{f_{modal}} \quad (10.2)$$

Il apparait que les résultats en fréquence du calcul temporel sont très proches de ceux du calcul modal (inférieur à 2% d'erreur). Pour un pas de temps de $1.e^{-5}s$ l'erreur est même quasiment nulle pour toutes les tailles d'éléments (environ -0.38%). Pour les pas de temps plus importants, l'augmentation du nombre d'éléments permet de diminuer l'erreur en fréquence.

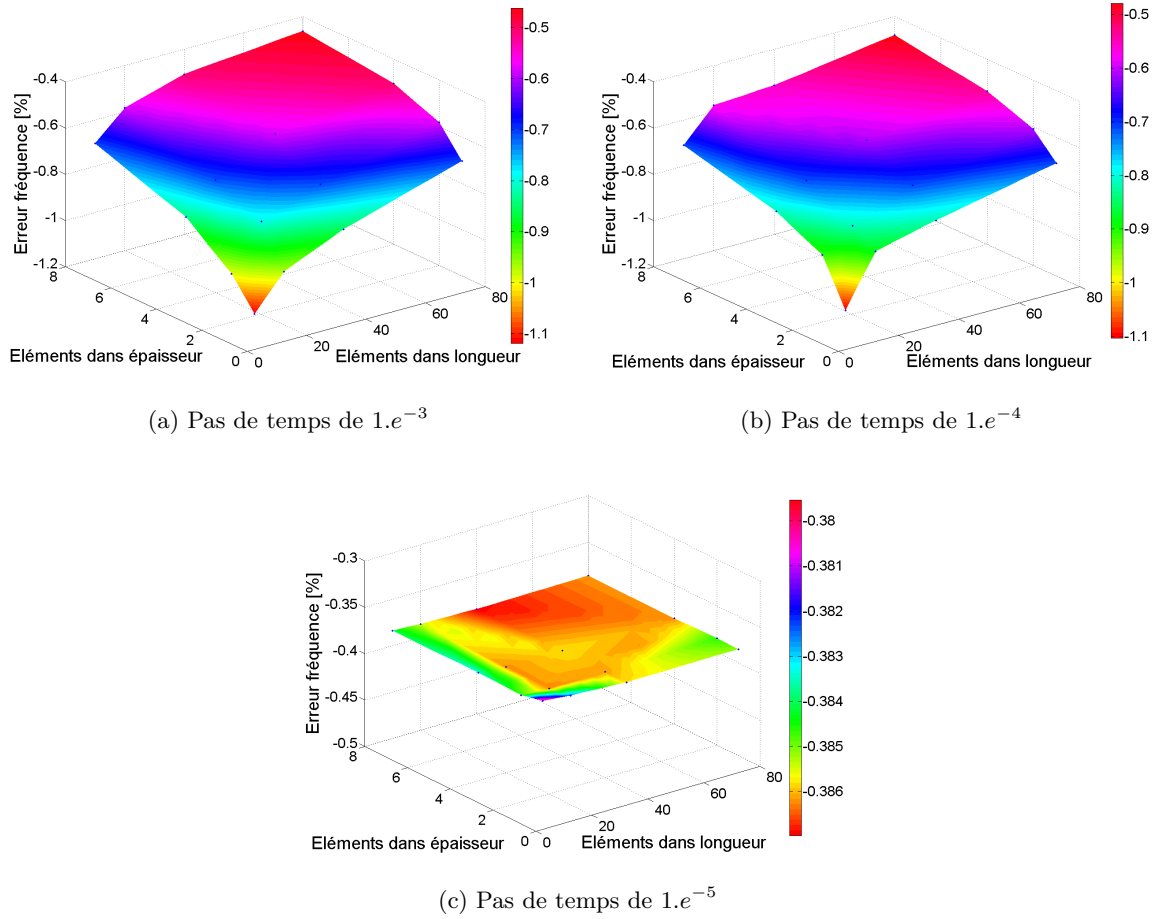


FIGURE 10.2 – Erreur en fréquence en fonction du nombre d'éléments

10.1.2 Contact : méthode d'itération couplée

Sous Samcef en modélisation non-linéaire, le contact est traité par la méthode d'itérations couplées (Coupled iterations method) qui est une extension de la méthode des multiplicateurs de Lagrange (Annexe D.3.2). Le contact est défini comme Surface/Surface et permet donc un calcul précis de la distance entre les deux éléments impliqués. Un élément de contact est créé entre ces deux éléments susceptibles de se choquer, il est actif lors du contact et inactif sinon. Lorsqu'il est activé, il injecte un effort permettant d'éviter l'interpénétration des deux éléments en contact.

Des pics d'effort peuvent entraîner des instabilités par l'apparition de hautes fréquences dans la réponse du modèle. Pour stabiliser le calcul, la méthode de résolution de Chung-Hulbert est utilisée. Elle est basée sur l'algorithme de Newmark et permet d'introduire un amortissement numérique sur le spectre des hautes fréquences tout en conservant une précision au second ordre par rapport au temps.

Le schéma numérique est basé sur le schéma de Newmark (Annexe D.3.1) où est introduite la pondération des forces internes et d'inertie entre le temps t_n et t_{n+1} [21] :

$$\{U_{n+1}\} = \{U_n\} + \Delta t \{\dot{U}_n\} + \Delta t^2 \left(\left(\frac{1}{2} - \beta \right) \{\ddot{U}_n\} + \beta \{\ddot{U}_{n+1}\} \right) \quad (10.3)$$

$$\{\dot{U}_{n+1}\} = \{\dot{U}_n\} + \Delta t \left((1 - \gamma) \{\ddot{U}_n\} + \gamma \{\ddot{U}_{n+1}\} \right) \quad (10.4)$$

où,

$$\begin{aligned}
 \{U_{n+1-\alpha_f}\} &= (1 - \alpha_f) \{U_{n+1}\} + \alpha_f \{U_n\} \\
 \{\dot{U}_{n+1-\alpha_f}\} &= (1 - \alpha_f) \{\dot{U}_{n+1}\} + \alpha_f \{\dot{U}_n\} \\
 \{\ddot{U}_{n+1-\alpha_m}\} &= (1 - \alpha_m) \{\ddot{U}_{n+1}\} + \alpha_m \{\ddot{U}_n\} \\
 t_{n+1-\alpha_f} &= (1 - \alpha_f) t_{n+1} + \alpha_f t_n
 \end{aligned} \tag{10.5}$$

avec n le numéro du pas de temps.

Pour obtenir la dissipation désirée pour les hautes fréquences les paramètres du schéma numérique doivent être fixés comme suit :

$$\begin{aligned}
 \alpha_m &= \frac{2\rho_\infty - 1}{\rho_\infty + 1} \\
 \alpha_f &= \frac{\rho_\infty}{\rho_\infty + 1} \\
 \gamma &= \frac{1}{2} - \alpha_m + \alpha_f \\
 \beta &= \frac{1}{4} \left(\frac{1}{2} + \gamma \right)^2
 \end{aligned} \tag{10.6}$$

avec ρ_∞ le rayon spectral pour les hautes fréquences. Le rayon spectral est l'amplification du schéma numérique sur un pas de temps : un schéma numérique est stable si $\rho \leq 1$ et non amorti si $\rho = 1$.

Pour cette étude, $\rho_\infty = \frac{1}{19}$ en prenant les valeurs des paramètres conseillées par le guide de Samcef.

10.2 Modèle Contact-Newton

Le problème à modéliser est un problème fortement non-linéaire car il doit permettre l'ouverture du délaminage pendant la sollicitation. La gestion du contact s'effectue par l'injection de vitesses directement dans le schéma numérique, c'est pourquoi une résolution explicite est choisie. L'ensemble des modèles Éléments finis sont développés dans Matlab®.

10.2.1 Poutre saine en vibration

10.2.1.1 Présentation du modèle [11]

La poutre est d'abord discrétisée en éléments finis quadrangles de degré 1 (Fig.D.1) en déformation plane.

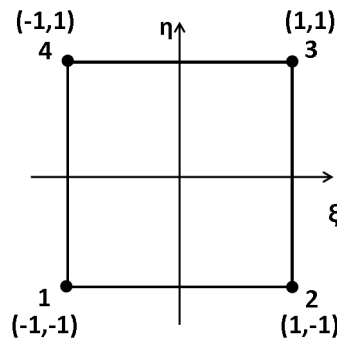


FIGURE 10.3 – Élément quadrangle de degré 1

Les matrices de masse $[M]$ et de raideur $[K]$ sont calculées à partir des fonctions d'interpolation de type Lagrange qui permettent de relier le champ de déplacement dans l'élément aux déplacements des nœuds de l'élément dans le repère de l'élément (Annexe D.1).

Dans le cas présent, l'intégration est évaluée sur quatre points de Gauss (deux selon chaque direction) : $\xi_i = \eta_j = \pm \frac{1}{\sqrt{3}}$ et $\omega_i = \omega_j = 1$.

Les matrices globales de la structure $[M]$ et $[K]$ sont assemblées par addition des contributions de chaque élément.

Le système non-stationnaire s'écrit sous la forme générale (Annexe D.3.1) :

$$[M] \{\ddot{U}\} + [C] \{\dot{U}\} + [K] \{U\} = \{F(t)\} \quad (10.7)$$

L'amortissement de Rayleigh permet de former une matrice d'amortissement proportionnelle aux matrices de masse et de raideur :

$$[C] = \alpha [K] + \beta [M] \quad (10.8)$$

Le taux d'amortissement s'écrit :

$$\xi = \frac{[C]}{2\sqrt{[K] \cdot [M]}} \quad (10.9)$$

Donc il peut être relié directement aux paramètres α et β :

$$\xi = \frac{1}{2} \left(\alpha \omega + \frac{\beta}{\omega} \right) \quad (10.10)$$

avec $\omega = 2\pi f$ la pulsation.

L'amortissement étant utilisé ici pour atténuer les hautes fréquences, la matrice $[C]$ est choisie proportionnelle à $[K]$ ($\beta = 0$). Le paramètre α est calculé pour obtenir un taux d'amortissement de 0.1% sur le premier mode de flexion de la poutre.

Ce système est résolu par le schéma numérique explicite de différences finies centrées à deux pas (Annexe D.3.1) :

$$\{\ddot{U}_t\} = \frac{1}{\Delta t^2} (\{U_{t+\Delta t}\} - 2\{U_t\} + \{U_{t-\Delta t}\}) \quad (10.11)$$

$$\{\dot{U}_t\} = \frac{1}{2\Delta t} (\{U_{t+\Delta t}\} - \{U_{t-\Delta t}\}) \quad (10.12)$$

Pour permettre au schéma de converger, le pas de temps Δt doit être choisi en fonction de la dimension du plus petit élément de la discrétisation :

$$\Delta t \leq \frac{\sqrt{2}}{c} l \quad (10.13)$$

$$c = \frac{E}{\rho} \quad (10.14)$$

Avec c la vitesse du son dans l'élément, l sa longueur caractéristique, E le module de Young du matériau, ρ sa masse volumique.

La déformée statique de la poutre encastree soumise au déplacement de 2mm est imposée comme condition initiale du calcul dynamique.

10.2.1.2 Validation du modèle

Ce modèle est évalué sur le même cas de flexion de poutre que le modèle de Chung-Hulbert (Partie 10.1.1.1) en comparaison avec les résultats de l'analyse modale effectuée sous Samcef (Fig.10.2). Le pas de temps utilisé est $1.e^{-8}s$ pour assurer la convergence pour tous les cas de maillages.

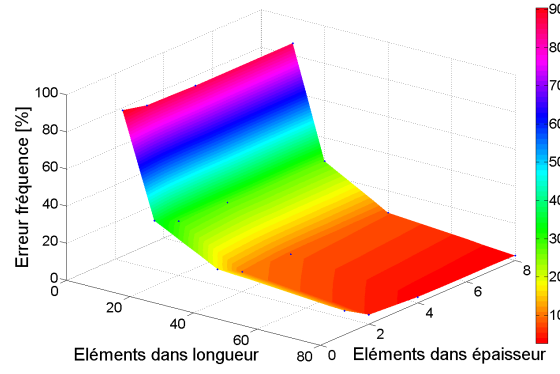


FIGURE 10.4 – Élément quadrangle classique : Erreur en fréquence en fonction du nombre d'éléments

L'élément ne permet pas d'évaluer la fréquence de résonance en flexion de la poutre proprement car même avec une discrétisation spatiale importante l'erreur reste de l'ordre de 10%. En effet, cet élément est peu performant en flexion mais il est possible de l'améliorer en introduisant des modes incompatibles quadratiques en ξ et η et quatre paramètres indéterminés $\{\alpha\}$ qui seront éliminés par condensation statique (méthode de Wilson et Taylor [11]).

Ainsi (Annexe D.1),

$$u_e = \begin{pmatrix} [N] \\ [N_\alpha] \end{pmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} q \\ \alpha \end{Bmatrix} \quad (10.15)$$

avec :

$$\alpha = \begin{pmatrix} \alpha_1 & \alpha_2 & \alpha_3 & \alpha_4 \end{pmatrix} \quad (10.16)$$

$$[N_\alpha] = \begin{bmatrix} P_1 & 0 & P_2 & 0 \\ 0 & P_1 & 0 & P_2 \end{bmatrix} \quad (10.17)$$

Le vecteur déformation s'écrit alors :

$$\varepsilon = B \cdot u + B_\alpha \cdot \alpha \quad (10.18)$$

avec :

$$[B_\alpha] = \begin{bmatrix} \frac{\partial P_1}{\partial x} & 0 & \frac{\partial P_2}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial P_1}{\partial y} & 0 & \frac{\partial P_2}{\partial y} \\ \frac{\partial P_1}{\partial y} & \frac{\partial P_1}{\partial x} & \frac{\partial P_2}{\partial y} & \frac{\partial P_2}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (10.19)$$

La matrice de raideur de l'élément $[k]$ s'écrit donc :

$$[k] = [k_{uu}] - [k_{\alpha u}]^T [k_{\alpha \alpha}]^{-1} [k_{\alpha u}] \quad (10.20)$$

avec :

$$[k_{uu}] = \int_{V_e} [B]^T [C] [B] dV \quad (10.21)$$

$$[k_{\alpha u}] = \int_{V_e} [B_\alpha]^T [C] [B] dV \quad (10.22)$$

$$[k_{\alpha\alpha}] = \int_{V_e} [B_\alpha]^T [C] [B_\alpha] dV \quad (10.23)$$

Ce nouvel élément montre des résultats bien meilleurs en flexion (Fig.10.5). L'identification en fréquence est très bonne à partir de 40 éléments dans la longueur (moins de 2% d'erreur).

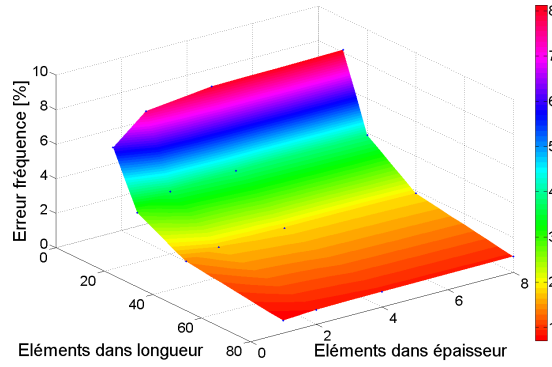


FIGURE 10.5 – Élément amélioré Wilson Taylor : Erreur en fréquence en fonction du nombre d'éléments

10.2.2 Contact : Méthode de Newton

La méthode de Newton est basée sur la résolution d'un choc purement élastique (Fig.10.6) par conservation de l'énergie.

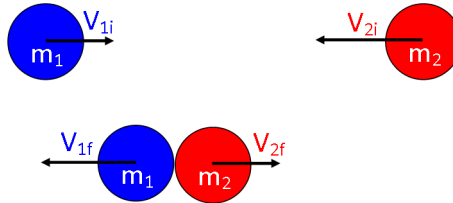


FIGURE 10.6 – Choc de Newton

Principe de conservation de la quantité de mouvement

$$m_1 V_{1i} + m_2 V_{2i} = m_1 V_{1f} + m_2 V_{2f} \quad (10.24)$$

Principe de conservation de l'énergie cinétique

$$\frac{1}{2} m_1 V_{1i}^2 + \frac{1}{2} m_2 V_{2i}^2 = \frac{1}{2} m_1 V_{1f}^2 + \frac{1}{2} m_2 V_{2f}^2 \quad (10.25)$$

La résolution de ce système donne :

$$\begin{cases} V_{1f} = \frac{m_1 V_{1i} - m_2 (V_{1i} - 2V_{2i})}{m_1 + m_2} \\ V_{2f} = \frac{m_2 V_{2i} - m_1 (V_{2i} - 2V_{1i})}{m_1 + m_2} \end{cases} \quad (10.26)$$

Application aux Éléments Finis

Cette méthode de résolution de choc discrète est appliquée aux éléments finis. Lorsque la différence entre les positions des nœuds des éléments en vis à vis est inférieure à une valeur seuil, le contact s'active. Les vitesses des nœuds de surface ayant déclenché le contact sont alors calculées par la méthode de Newton et réinjectées directement dans le schéma numérique. Les masses utilisées pour le calcul sont la somme des masses nodales de toute la tranche de matière dans la direction du choc pour permettre de prendre en compte la différence de discrétisation massique entre les blocs. (Fig.10.7)

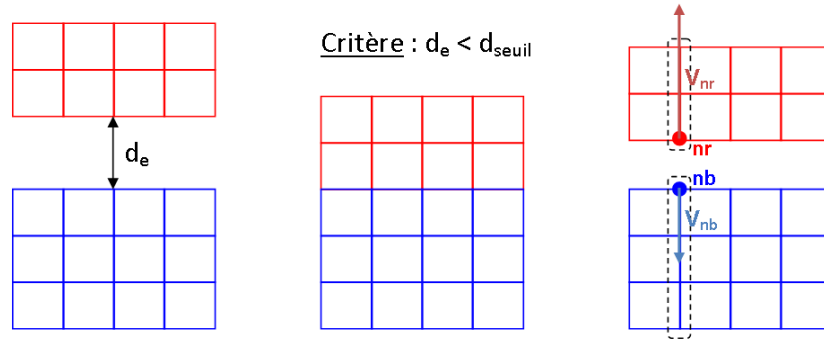


FIGURE 10.7 – Fonctionnement choc Éléments Finis

Pour vérifier ce modèle, le choc de deux blocs a été modélisé sous Matlab (Fig.10.8a). Le bloc inférieur (en bleu sur la figure) a une longueur de $20mm$ et une épaisseur de $40mm$. Il est discrétisé par 5 éléments dans la longueur et 5 éléments dans l'épaisseur. Le bloc supérieur mesure $20mm$ de longueur et d'épaisseur. Il possède 5 éléments dans l'épaisseur et 10 éléments dans la longueur. Le bloc inférieur se déplace initialement à une vitesse de $10m/s$ dans la direction du bloc supérieur. Au moment du choc, le transfert de vitesse s'effectue en respectant la conservation des énergies (Fig.10.8b).

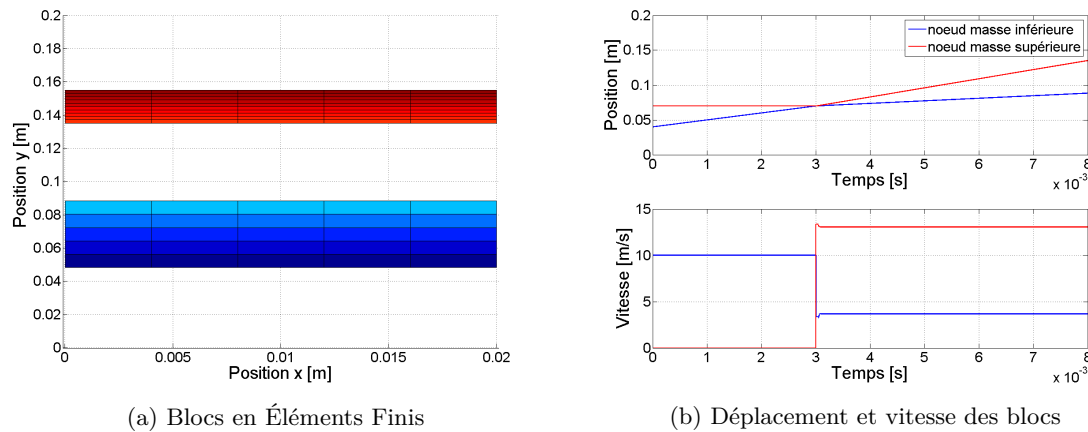


FIGURE 10.8 – Modèle Éléments Finis

10.3 Comparaison des modèles sur chocs périodiques

Les gestions de contact par les méthodes de "Newton" et de "Chung-Hulbert" sont comparées sur des simulations de chocs périodiques.

10.3.1 Cas discret

Les méthodes sont d'abord testées sur un système masse ressort 1D (Fig.10.9). La masse m_1 et la masse m_2 sont décalées de $1mm$ par rapport à leurs positions d'équilibre puis lâchées.

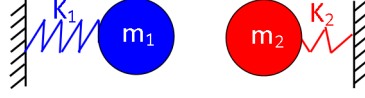
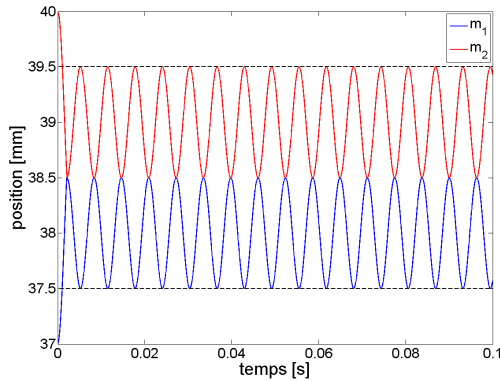


FIGURE 10.9 – Modèle Masses-ressorts 1D

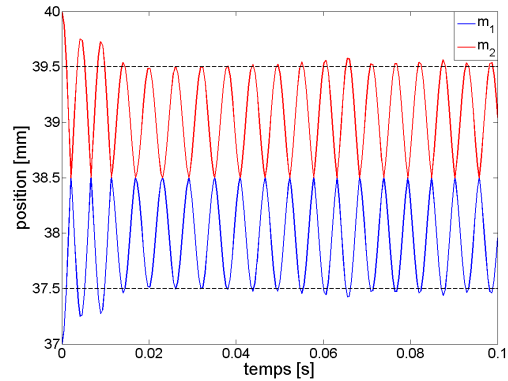
Dans ce premier cas d'étude, les masses et les ressorts sont identiques : m_1 et m_2 oscillent donc à la même fréquence.

La méthode de Newton permet une représentation fidèle du mouvement (Fig.10.10a) : la fréquence d'oscillation et l'amplitude du mouvement sont atteints dès le premier choc et restent constants pendant toute la durée simulée. La méthode de Chung-Hulbert permet une stabilisation du mouvement à partir de $0.015s$ de simulation, à l'issue du troisième choc. Les déplacements sont d'abord sur-estimés, puis l'amplitude du mouvement oscille faiblement autour de la valeur cible. La méthode de Newton est donc plus précise que celle de Chung-Hulbert. Ceci s'explique par sa façon de gérer le choc :

- Dans la méthode de Newton, le changement de vitesse est géré directement dans le schéma numérique, le transfert s'opère donc sans perte d'énergie autre que due au faible amortissement du schéma numérique.
- Dans la méthode de Chung-Hulbert, le choc est géré par l'injection d'un effort permettant d'éviter la pénétration. La stabilisation du mouvement est plus longue dans ce cas car les accélérations puis les vitesses et déplacements sont calculés à partir du nouvel équilibre des forces.



(a) Méthode de Newton



(b) Méthode de Chung-Hulbert

FIGURE 10.10 – Choc de deux masses : $m_1 = m_2 = 0.01kg$, $K_1 = K_2 = 10000N/m$

10.3.2 Cas Éléments Finis

Les deux modèles sont ensuite testés sur un cas élément finis 2D de deux bloc-ressorts de masses différentes se choquant (Fig.10.11). Pour cette simulation, les raideurs des ressorts sont $K_1 = 5.e^6 N/m$ et $K_2 = 100.e^6 N/m$. Les deux masses mesurent $40mm$ d'épaisseur. La masse m_1 (en bleue sur la figure) a une longueur de $20mm$ tandis que la masse m_2 (en rouge) fait $60mm$ de long. Les propriétés du matériau utilisé pour les masses sont récapitulées dans le tableau 10.1. Les blocs sont modélisés avec un élément tous les $5mm$ dans l'épaisseur et la longueur.

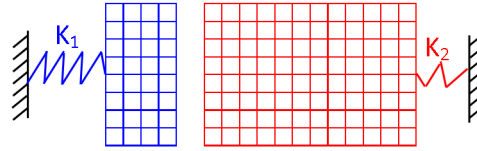


FIGURE 10.11 – Modèle Bloc-ressorts 2D

E [Mpa]	ν	$\rho[kg/m^3]$
$700.e^3$	0.3	1600

TABLE 10.1 – Caractéristiques du matériau utilisé

La masse m_1 est éloignée de sa position d'équilibre, puis lâchée. Elle se déplace pour suivre son cycle de résonance et choque la masse m_2 qui se met en mouvement autour de sa position d'équilibre à sa fréquence de résonance.

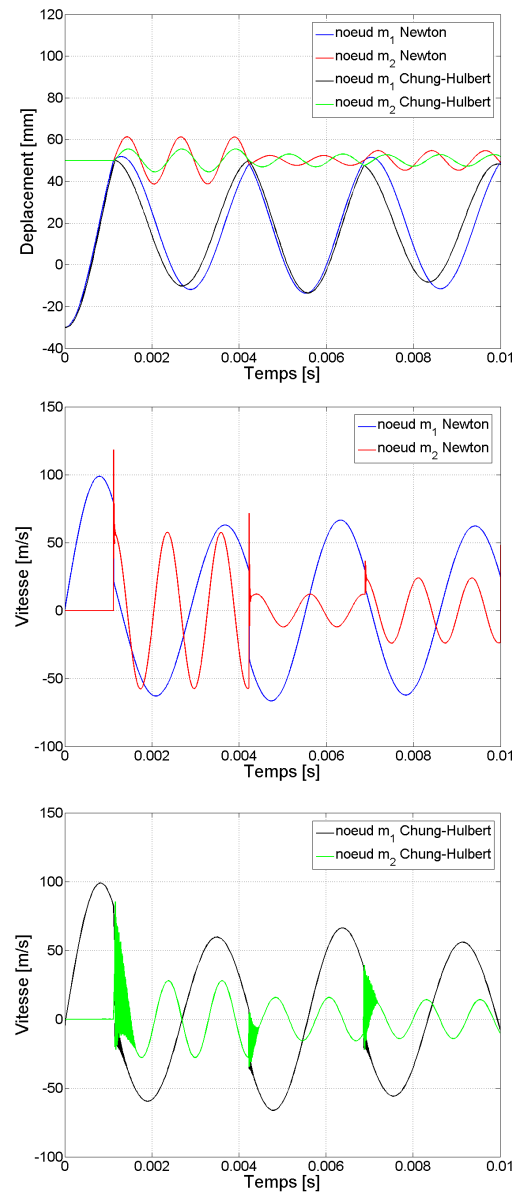


FIGURE 10.12 – Choc de deux masses décalées de 1mm par rapport à leur position d'équilibre

Les déplacements et vitesses des nœuds en surface des masses trouvés pour les deux modèles sont tracés sur la figure 10.12. Les résultats des deux modèles sont très proches. Une oscillation plus longue de la vitesse est quand même observée pendant le choc pour le modèle Chung-Hulbert par rapport à celui de Newton.

Par contre, pour permettre une convergence du calcul et une modélisation du contact sans pénétration, le pas de temps du modèle de Newton a été fixé à $1.e^{-8}s$.

10.4 Bilan

Deux approches numériques permettant de gérer les chocs pendant les sollicitations périodiques ont été mises au point et évaluées dans ce Chapitre.

La première utilise le schéma numérique implicite de Chung-Hulbert ainsi qu'une méthode d'itérations couplées pour le choc tels que définis dans Samcef. Le schéma numérique amortit les hautes fréquences tout en conservant une représentation précise des basses fréquences. Il permet donc de stabiliser, par amortissement numérique, le choc géré par la méthode des multiplicateurs de Lagrange qui entraîne une variation brutale de l'effort de contact.

La deuxième utilise un schéma numérique explicite avec une gestion de choc respectant le principe de conservation des énergies par le contact de Newton. Pendant le choc, le transfert de vitesse est effectué directement dans le schéma numérique. La gestion du contact converge donc sans l'utilisation d'un amortissement important.

Les deux schémas numériques utilisés (implicite et explicite) ont été évalués pour la représentation temporelle du premier mode de flexion de poutre. Le schéma implicite représente très fidèlement ce mode de flexion, surtout lorsque le pas de temps choisi pour la modélisation est $1.e^{-5}s$. Dans le cas du schéma explicite, les éléments quadrangles initialement utilisés ont été améliorés par la méthode de Wilson Taylor en introduisant une participation quadratique dans la fonction de forme. Ainsi, ils permettent de représenter fidèlement le premier mode de flexion quand le nombre d'éléments dans la longueur est suffisant.

La gestion du choc est d'abord validée sur un cas discret masse-ressort puis sur une représentation éléments finis de blocs-ressorts. Les deux modèles représentent de façon satisfaisante la succession des chocs. Le modèle de Newton converge cependant plus vite vers la solution physique. Dans le cas du modèle de Newton le pas de temps du schéma numérique explicite a été fixé à $1.e^{-8}s$ pour permettre une gestion du contact sans pénétration.

Chapitre 11

Validation des modèles : vibration d'une poutre délaminée

Sommaire

11.1 Présentation de l'essai [74]	135
11.1.1 Éprouvettes	135
11.1.2 Procédure d'essai	136
11.2 Fréquence de résonance	136
11.2.1 Modélisation	136
11.2.2 Résultats	137
11.3 Déformée	138
11.4 Taux de restitution d'énergie	140
11.5 Bilan	143

Les deux méthodes de résolution présentées précédemment sont évaluées sur des essais de vibration de poutres délaminées réalisés par Shen et al. [74]. Ces essais, repris pour valider la plupart des modèles de comportement de poutre délaminée en vibration [50, 37, 66, 63, 40], portent sur le premier mode de flexion.

11.1 Présentation de l'essai [74]

11.1.1 Éprouvettes

Les éprouvettes de dimensions $127 \times 12.7 \times 1.1 \text{ mm}^3$ sont constituées de 8 plis de T300/934 agencés selon le drapage $[0/90]_{2s}$. 16 configurations d'éprouvettes sont testées relativement à la longueur du délaminage et à sa position dans l'épaisseur. Le délaminage centré à mi-longueur mesure de 20% à 80% de la longueur de la poutre. Les dénominations des interfaces et des dimensions du délaminage sont récapitulées par le tableau et le schéma suivant (Fig.11.1 et Tab.11.1) :

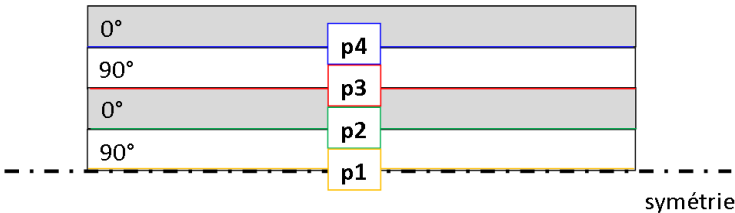


FIGURE 11.1 – Position du délaminage

Nom de la configuration	t1	t2	t3	t4
Taille de délaminage relativement à l'éprouvette	20%	40%	60%	80%

TABLE 11.1 – Longueur de délaminage

Le matériau utilisé pour la fabrication des éprouvettes a pour propriétés :

El [Mpa]	Et [Mpa]	Glt [Mpa]	ν_{lt}	ν_{tt}	$\rho [kg/m^3]$
134500	10500	5000	0.33	0.4	1480

TABLE 11.2 – Propriétés matériau T300/934

11.1.2 Procédure d'essai

Deux éprouvettes à la fois sont utilisées pour les essais. Elles sont encastrées et disposées symétriquement par rapport à l'axe de sollicitation du pot vibrant (Fig.11.2), certainement pour éviter le basculement de l'axe du pot vibrant pendant la sollicitation.

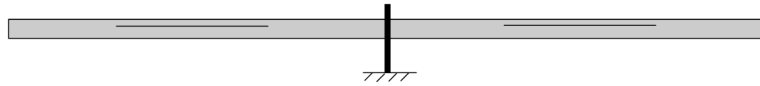


FIGURE 11.2 – Configuration d'essai

Deux essais différents sont réalisés pour chaque configuration :

- Détermination de la fréquence de résonance du premier mode de flexion :
Une jauge de déformation est collée à 12,7mm de l'encastrement. Une impulsion est appliquée à l'extrémité libre de l'éprouvette. Les 8 premières secondes de réponse en déformation sont enregistrées. Le signal est ensuite passé dans le domaine fréquentiel par transformée de Fourier. Le mode fondamental est identifié comme étant celui de la première fréquence du spectre de réponse.
- Détermination de la déformée modale du premier mode de flexion :
L'encastrement est fixé sur un pot vibrant et l'éprouvette est mise en résonance sur son premier mode de flexion. La déformée est observée à l'aide d'un appareil photo prenant 6 photographies par période.

11.2 Fréquence de résonance

11.2.1 Modélisation

La poutre est modélisée en 2D déformation plane avec 1 élément par pli et 80 éléments dans la longueur.

Pour déterminer la fréquence de résonance, les éprouvettes subissent un déplacement initial en bout de poutre de 2mm puis sont lâchées. Les fréquences de résonance sont déduites de la réponse temporelle en déplacement de la poutre (Partie 10.1.1.1). En effet, l'utilisation de la méthode FFT nécessite un signal temporel important pour obtenir une bonne précision dans l'identification des fréquences. Le pas de temps utilisé pour la modélisation numérique est faible notamment dans le cas de la méthode de Newton ($1.e^{-8}s$) et ne permet pas l'obtention d'une longue réponse temporelle en un temps de calcul raisonnable.

En utilisant le module d'Young longitudinal du tableau 11.2 pour la poutre saine, les fréquences de résonance sont supérieures d'environ 10Hz à la fréquence de l'essai. Comme vu précédemment pendant les essais vibratoires (Partie 4), le module de flexion du pli composite est de l'ordre de 25% inférieur à son module de traction. Les deux modèles numériques sont donc utilisés pour identifier le module de flexion du matériau par correspondance avec la fréquence d'essai pour l'éprouvette saine.

Un module de 103300Mpa est trouvé pour la méthode de Newton et 107100Mpa pour celle de Chung Hulbert. Ces deux valeurs sont proches et cohérentes avec la réduction de module observée dans le cas de la flexion. La différence entre les deux modules vient certainement de la différence de type d'élément du maillage.

11.2.2 Résultats

Les résultats pour les 16 cas sont présentés pour la méthode de Newton et celle de Chung-Hulbert. A titre de comparaison sont ajoutées les fréquences trouvées par Luo et al. [50] dans le cas du modèle libre ($k=0$), qui s'avère être le plus proche des résultats d'essais dans leur étude. Contrairement à la grande majorité des modélisations de poutres délaménées trouvées dans la littérature, les deux modèles évalués dans cette étude prennent en compte l'ouverture, la non-pénétration des deux parties du délaminage et le rebond pendant le cyclage. Les fréquences trouvées sont récapitulées dans les tableaux suivants.

taille	moyenne essais	Newton	Chung-Hulbert	Luo et al.
t1	78.2	79.1	77.8	81.5
t2	75.4	74.4	73.1	76.8
t3	67.0	65.5	63.8	67.6
t4	57.4	55.1	54.4	57.0

TABLE 11.3 – Fréquence de résonance [Hz] : Position p1

taille	moyenne essais	Newton	Chung-Hulbert	Luo et al.
t1	77.8	79.1	77.9	80.9
t2	75.1	74.9	73.6	76.6
t3	68.0	66.6	65.0	68.8
t4	48.3	56.5	55.3	59.3

TABLE 11.4 – Fréquence de résonance [Hz] : Position p2

taille	moyenne essais	Newton	Chung-Hulbert	Luo et al.
t1	80.1	80.0	78.4	82.0
t2	79.8	79.0	76.7	80.7
t3	77.0	76.6	71.1	77.5
t4	72.5	72.4	64.2	71.7

TABLE 11.5 – Fréquence de résonance [Hz] : Position p3

taille	moyenne essais	Newton	Chung-Hulbert	Luo et al.
t1	76.0	79.9	78.5	82.0
t2	68.9	78.9	75.7	80.9
t3	62.5	76.8	70.7	77.6
t4	55.6	73.1	65.1	69.4

TABLE 11.6 – Fréquence de résonance [Hz] : Position p4

En comparant les résultats obtenus pour les différents modèles testés (Fig.11.3), il est constaté que dans le cas où le délaminage est proche du milieu d'épaisseur (p1 et p2) et donc où il ne s'ouvre que très faiblement, les trois modèles suivent sensiblement la même évolution et sont proches des résultats d'essais. Dans les cas où l'ouverture du délaminage est

importante (p3 et p4 pour les grandes tailles de délaminage) le modèle Chung-Hulbert donne des résultats en fréquence bien inférieurs aux deux autres modèles. Cela est certainement dû à l'ouverture importante du délaminage observée sur la déformée par la modélisation de type Chung-Hulbert (Fig.11.4). Dans le cas p4, les résultats d'essais sont bien plus faibles que les résultats des modèles. Ceci peut s'expliquer par la génération d'un amortissement dû au frottement des deux parties du délaminage pendant les essais, ou à une perte d'énergie pendant le choc (choc mou) ; ces deux phénomènes ne sont pas représentés dans les modèles.

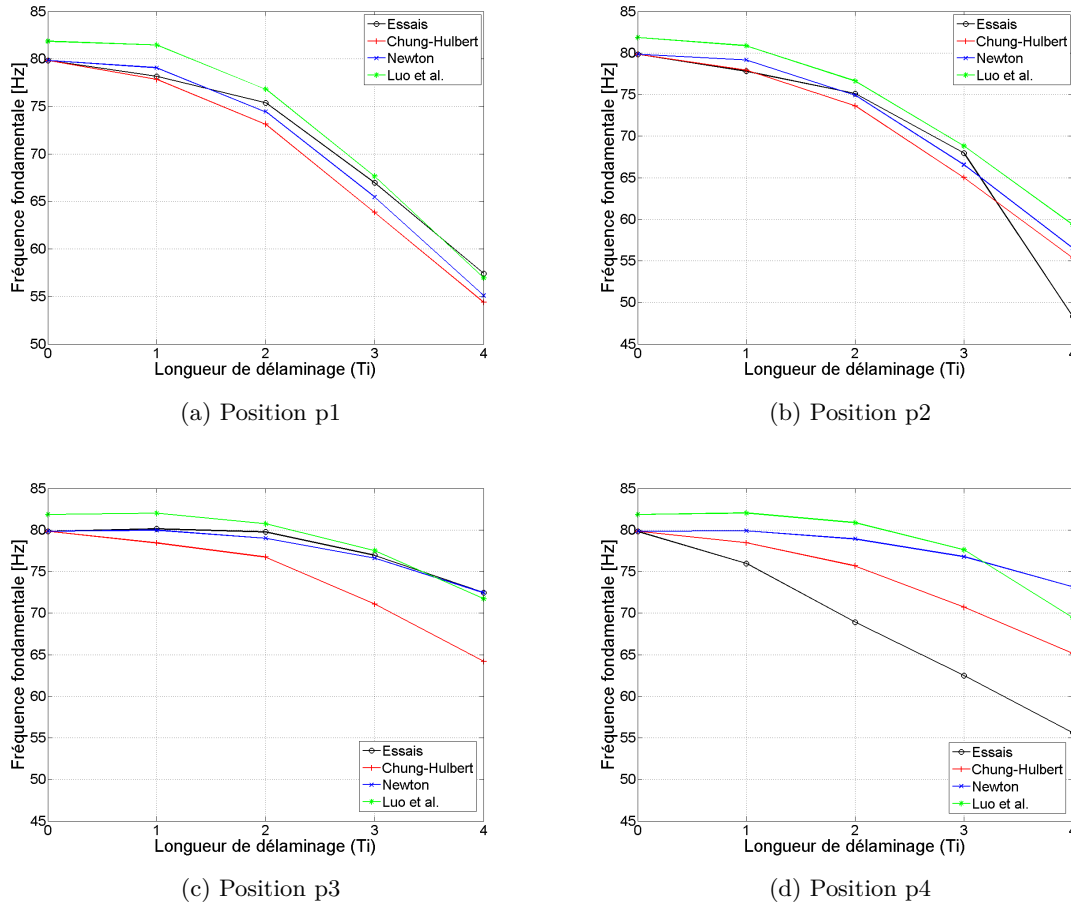


FIGURE 11.3 – Fréquences fondamentales des modèles

11.3 Déformée

Les méthodes non-linéaires testées sur ce cas d'étude permettent de modéliser l'évolution temporelle de la poutre sur son mode fondamental en prenant en compte le contact et l'ouverture du délaminage (Fig.11.4).

Les positions extrêmes des déformées dans les différents cas d'étude pour les deux méthodes étudiées sont récapitulées dans l'Annexe E. Les ouvertures de délaminage apparaissent pour les positions p3 et p4 à partir d'une longueur de délaminage t_2 . Comme attendu, dans ces configurations, pour les deux modèles, l'amplitude du bout de poutre pendant l'ouverture (déformée positive) est plus importante que celle dans la phase délaminage fermé (déformée négative) (Fig.11.6b et Fig.11.6c). En effet, lorsque le délaminage s'ouvre, sa partie supérieure ne participe plus à la rigidité globale et la poutre a un déplacement plus important que dans le cas du délaminage clos.

Même lorsque le délaminage reste fermé pendant l'oscillation, il a une influence sur la déformée. La poutre se comporte comme si en plus du mouvement d'ensemble à la fréquence de résonance, elle oscillait localement autour de sa déformée à une fréquence plus élevée.

Le déplacement relevé près de l'encastrement montre ce phénomène par l'apparition d'une oscillation autour d'une fréquence porteuse qui est ici la fréquence de résonance (Fig.11.5).

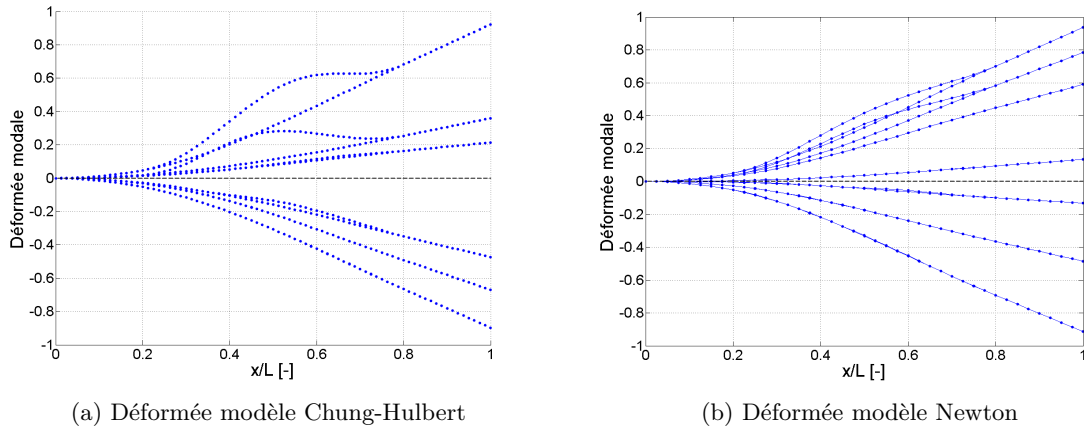


FIGURE 11.4 – Déformée poutre délaminée configuration p3 t3

Remarque : Ceci a pu générer des difficultés pour Chen et al. à récupérer la fréquence de résonance lors des essais et ainsi mener à des erreurs de mesures notamment dans le cas d'une ouverture importante du délaminage (p4). Ceci pourrait aussi expliquer les différences importantes en fréquence observées pour cette position entre modélisations et résultats d'essai.

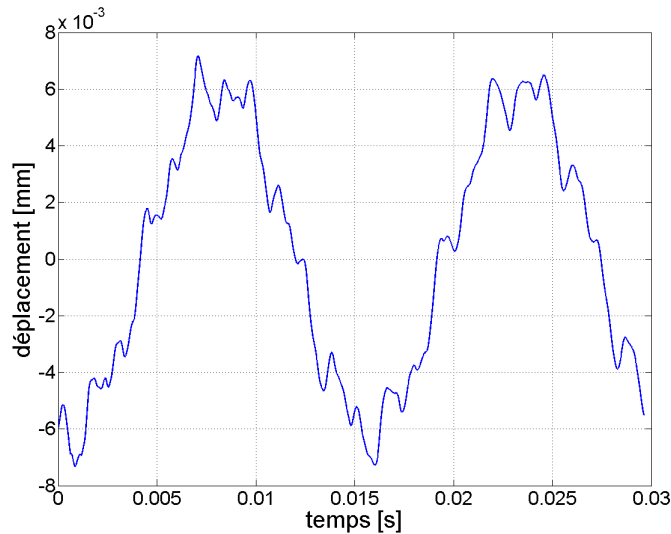
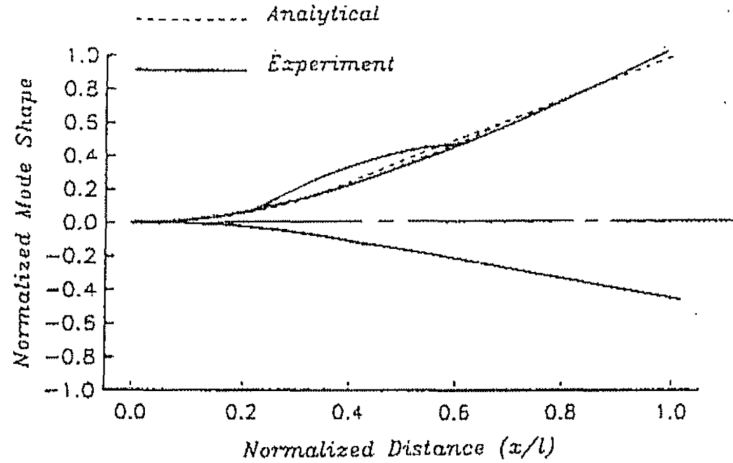


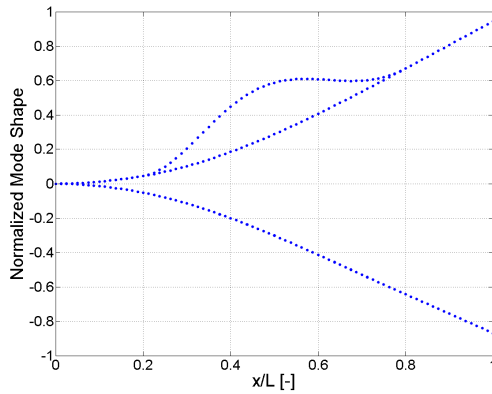
FIGURE 11.5 – Oscillations de la poutre délaminée autour de la fréquence porteuse (configuration : p1, t3)

En comparant les déformées trouvées en essai par Shen et al. [74] avec les résultats des modèles, il apparaît que la méthode Chung-Hulbert a tendance à amplifier les ouvertures de délaminage alors que celle de Newton affiche des ouvertures un peu plus faibles que celles des essais (Fig.11.6). Ceci peut s'expliquer par des rebonds trop importants générés par la méthode de contact dans le schéma de Chung-Hulbert. Effectivement, dans la partie 10.3.1 il a été vu que le modèle de Chung-Hulbert pouvait sur-estimer les déplacements à l'issue du choc. Dans le cas du modèle de Newton, les écarts d'amplitude peuvent venir du fait que le contact est un contact Nœud/Nœud et non un contact Nœud/Surface. La distance entre les Nœuds est déterminée par leur position relative en y. Ceci n'a pas d'effet sur les cas de

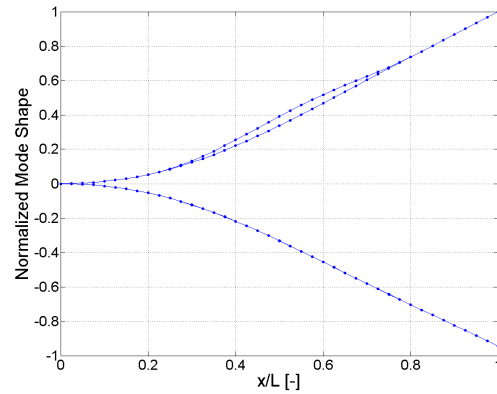
choc où les deux surfaces en contact restent parallèles, mais peut générer des approximation lorsque les deux nœuds du contact ne sont plus en vis-à-vis.



(a) Positions extrêmes Shen et al. [74]



(b) Positions extrêmes modèle Chung-Hulbert



(c) Positions extrêmes modèle Newton

FIGURE 11.6 – Positions extrêmes déformée poutre délaminée configuration p3 t3

Malgré ces différences, les deux méthodes donnent des résultats qui restent très représentatifs des essais.

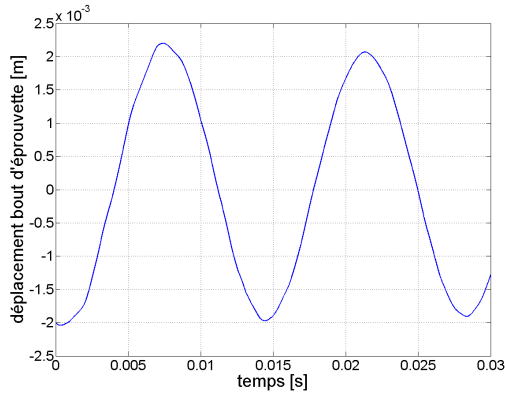
11.4 Taux de restitution d'énergie

Une fois les modèles numériques validés sur les fréquences de résonance et les déformées modales, une étude des énergies disponibles à la propagation a été réalisée sur les cas d'essais. Ce travail a été effectué en couplant le modèle temporel de Chung-Hulbert avec la méthode VCE de calcul de taux de restitution d'énergie disponible sur le logiciel Samcef (Partie 3.2.3.1). Les taux de restitutions d'énergie disponibles pendant le mouvement de la poutre délaminée sont évalués aux nœuds des pointes de fissure : N1 et N2 (Fig.11.7b).

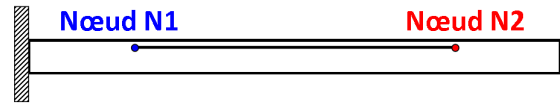
Pour un déplacement de 2mm en bout de poutre, les taux de restitution d'énergie disponibles à la propagation restent très faibles même pour les configurations avec ouverture du délaminage (Fig.11.7c et 11.7e) et malgré cette ouverture, le Mode II en reste la contribution majeure.

Comme attendu, le taux de restitution d'énergie en cisaillement est maximal pour le noeud N1, le plus proche de l'encastrement (Partie 9.3.2.1). Le taux de restitution d'énergie en ouverture présente des pics d'amplitude plus élevées pour N2 que pour N1 pendant la phase positive du déplacement . Ceci est cohérent avec la déformée où les lèvres proches de la pointe de fissure sont plus ouvertes en N2 qu'en N1 (Fig.11.7d).

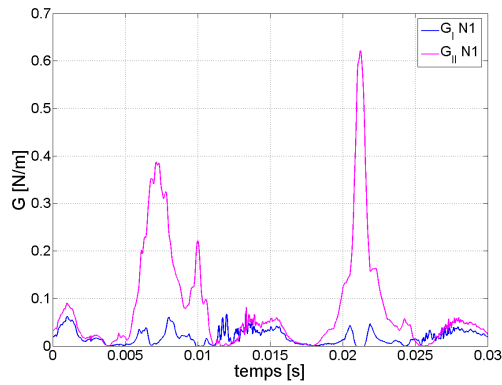
Pour les phases négatives de la déformée le taux de restitution d'énergie en Mode I disponible en N1 reste faible mais n'est pas nul comme en N2. Ceci s'explique par un rebond du délaminage pendant la phase descendante observable sur la déformée (Fig.11.7d). L'ouverture du délaminage se comporte comme une vague, en phase montante elle est bombée vers N2, puis en phase descendante cette bosse se déplace vers N1. Ainsi, en phase montante, les lèvres du délaminage en N2 sont plus ouvertes qu'en N1 ; en phase descendante la tendance s'inverse. Ceci explique dans le cas de N2 le taux de restitution d'énergie en Mode I fort en phase montante et faible en phase descendante, et du même ordre de grandeur pour les deux phases dans le cas de N1.



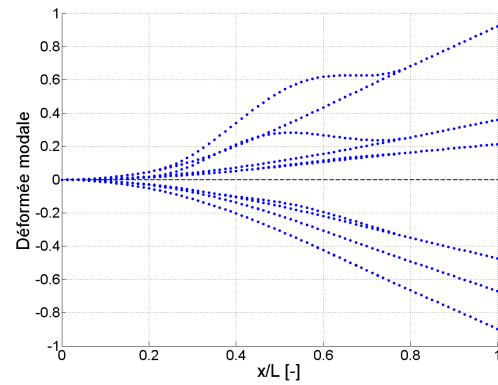
(a) Déplacement du bout de l'éprouvette



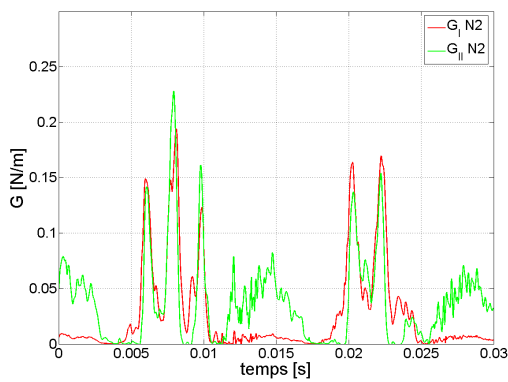
(b) Nœuds en pointes de fissure



(c) Taux de restitution d'énergie disponible Nœud 1



(d) Déformée

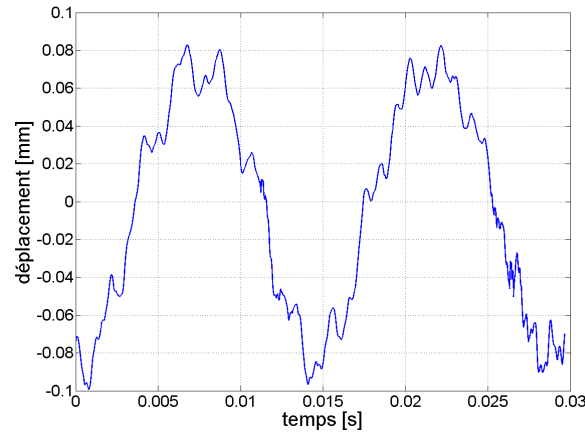


(e) Taux de restitution d'énergie disponible Nœud 2

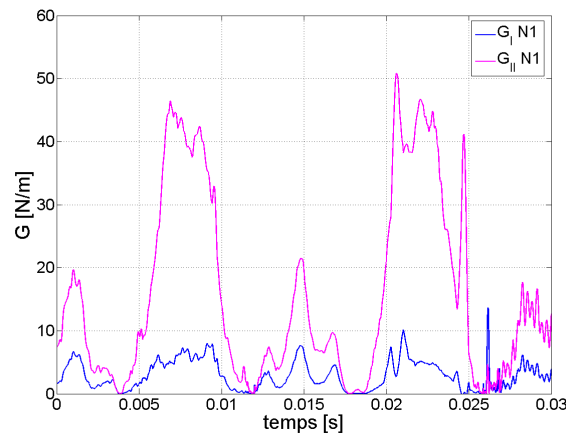
FIGURE 11.7 – Configuration p3 t3

Le déplacement initial de l'éprouvette fixé à une hauteur de 20% de la longueur de poutre

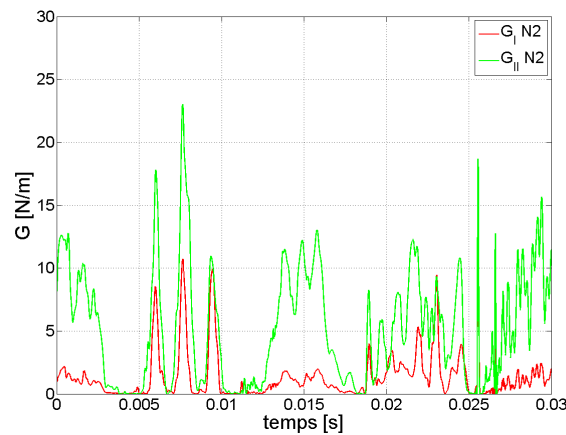
ne suffit pas à apporter suffisamment d'énergie pour propager (Fig.11.8b et 11.8c). Les oscillations en déplacement autour de la fréquence porteuse se retrouvent dans les énergies disponibles à la propagation en fonction du temps (Fig.11.8a, Fig.11.8b et 11.8c).



(a) Déplacement proche de l'encastrement



(b) Taux de restitution d'énergie disponible Nœud 1



(c) Taux de restitution d'énergie disponible Nœud 2

FIGURE 11.8 – Amplitude de lâcher de 20% de la longueur de poutre : configuration p3 t3

11.5 Bilan

Dans ce chapitre, les approches développées de "Chung-Hulbert" et "Newton" ont été validées sur un problème de vibration libre de poutre délaminée. Les deux modèles permettent de trouver des fréquences de résonance et des déformées proches de celles déterminées en essais par Shen et al. [74]. Ce sont les premiers modèles du genre validés sur un cas d'essai prenant en compte l'ouverture, la non-pénétration et le rebond pendant le contact.

Une étude de l'énergie disponible à la propagation pour les configurations d'éprouvettes d'essais a ensuite été réalisée à l'aide du modèle de Chung-Hulbert couplé à la méthode VCE. Les taux de restitution d'énergie disponibles calculés se sont avérés être trop faibles pour permettre une propagation pour un chargement conséquent de la poutre : un déplacement initial en bout de poutre égal à 20% de la longueur de l'éprouvette. Les variations des taux de restitution d'énergie en mode I et II ont été expliquées à partir de la déformée modale.

Quatrième partie

**Application structure et
perspectives**

Chapitre 12

Application de la méthode d'essai à une zone de reprise de plis

Sommaire

12.1 Éprouvettes d'essai	147
12.1.1 Conception	147
12.1.2 Fabrication	149
12.2 Mise au point de l'essai de reprise de plis	150
12.2.1 Essais initiaux	150
12.2.2 Procédure	153
12.3 Résultats d'essais	153
12.3.1 Évolution de la température	153
12.3.2 Échauffement	153
12.3.3 Suivi de l'endommagement	156
12.4 Modélisation des essais de propagation (RPd)	159
12.4.1 Modèle	159
12.4.2 Stratégie de modélisation d'endommagement	160
12.4.3 Comparaison des résultats	164
12.5 Bilan	166

L'objectif principal de ce chapitre est d'étudier le cas d'une structure susceptible de présenter une propagation de délaminage sous sollicitation vibratoire à l'aide du modèle numérique développé dans la Partie III et alimenté des résultats matériau obtenus dans la Partie II.

Dans ce chapitre, des essais de fatigue vibratoire sur une éprouvette comprenant une zone de reprise de plis sont mis au point. Le suivi du déplacement de l'éprouvette est réalisé à l'aide d'un vibromètre laser et celui de l'échauffement par le biais d'une caméra thermique. Un modèle numérique de propagation de délaminage est développé. Il utilise le modèle de sollicitation vibratoire mis en place dans la Partie III couplé à un critère de propagation en Mode mixte. Les résultats de ce modèle sont comparés aux résultats d'essai.

12.1 Éprouvettes d'essai

12.1.1 Conception

12.1.1.1 Présentation

Une reprise de plis est une zone de changement d'épaisseur réalisée par l'arrêt de certains plis (Fig.12.1). Elle est composée de plis intérieurs continus, de plis arrêtés et de plis extérieurs continus. Elle est déterminée par le nombre de plis arrêtés, la position des arrêts et l'angle de la reprise de pente du changement d'épaisseur (α).

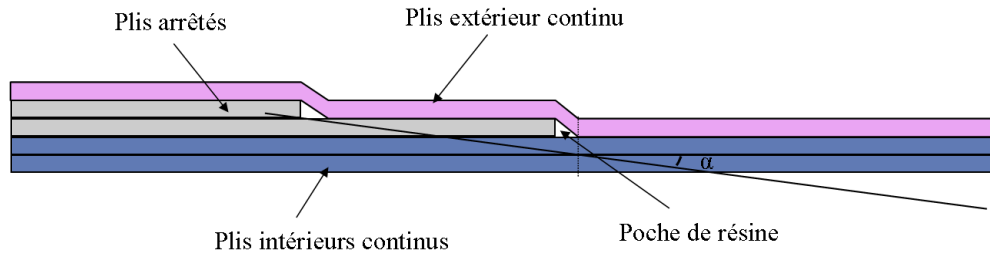


FIGURE 12.1 – Reprise de plis

Les zones de reprise de plis favorisent par leur géométrie l'initiation de délaminage entre les plis proches des coins de la poche de résine (Fig.12.2).

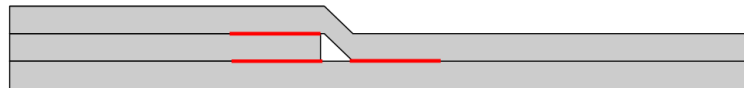


FIGURE 12.2 – Zones propices à l'initiation de délaminage

12.1.1.2 Configuration critique

L'éprouvette de reprise de plis choisie pour cette étude doit avoir une configuration favorisant la propagation de délaminage pour permettre la réalisation des essais à moindre temps. La littérature existante sur les structures reprise de plis fait état de plusieurs facteurs jouant sur la criticité :

- Le nombre de plis arrêtés au même endroit : un arrêt supérieur à 1 pli diminue la tenue en fatigue de la structure [17].
- Leur position dans l'épaisseur : un arrêt de pli intérieur résiste mieux comparativement à un arrêt de pli situé vers l'extérieur [17].
- Leur position dans la longueur : dans le cas de plusieurs arrêts de plis, l'initiation commence aux arrêts les plus proches de la partie fine de l'éprouvette [91].

12.1.1.3 Configuration retenue

L'éprouvette d'essai retenue est une éprouvette symétrique constituée de deux demi-éprouvettes collées. Chaque demi-éprouvette est composée de 10 plis en T700/M21 d'épaisseur 0.250mm possédant deux arrêts de 2 plis chacun. L'arrêt étudié, considéré comme le plus critique pour la propagation en fatigue est positionné vers les plis extérieurs, du côté fin de l'éprouvette (arrêt 2, Fig.12.3).

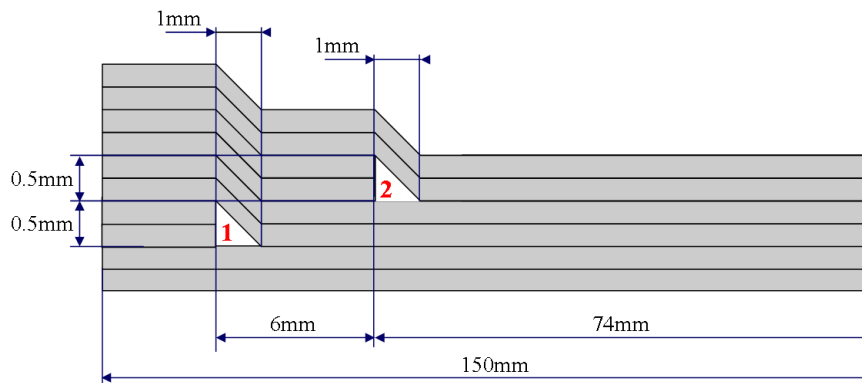


FIGURE 12.3 – Géométrie demie éprouvette

Deux configurations sont étudiées, la configuration saine (RPs) et la configuration possédant initialement un délaminage sur l'arrêt de plis numéro 2 (RPd, Fig.12.3). Le délaminage est réalisé par insertion d'un film téfloné de $13\mu m$ d'épaisseur et $3mm$ de long entre le pli arrêté et le pli extérieur continu (Fig.12.4).

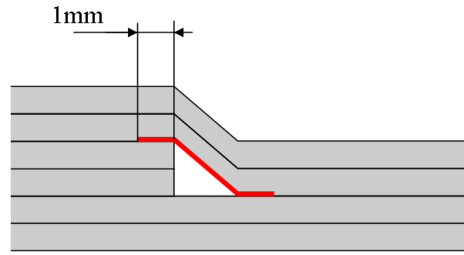


FIGURE 12.4 – Délaminage de la configuration RPd

12.1.2 Fabrication

Les demi-échantillons sont drapés sur un dispositif dédié mis au point pendant la thèse d'Ambrosius Weiss [90]. Celui-ci permet d'arrêter les plis précisément grâce au quadrillage. Un rouleau en acier est utilisé pour assurer une bonne adhésion des plis aux arrêts (Fig.12.5).

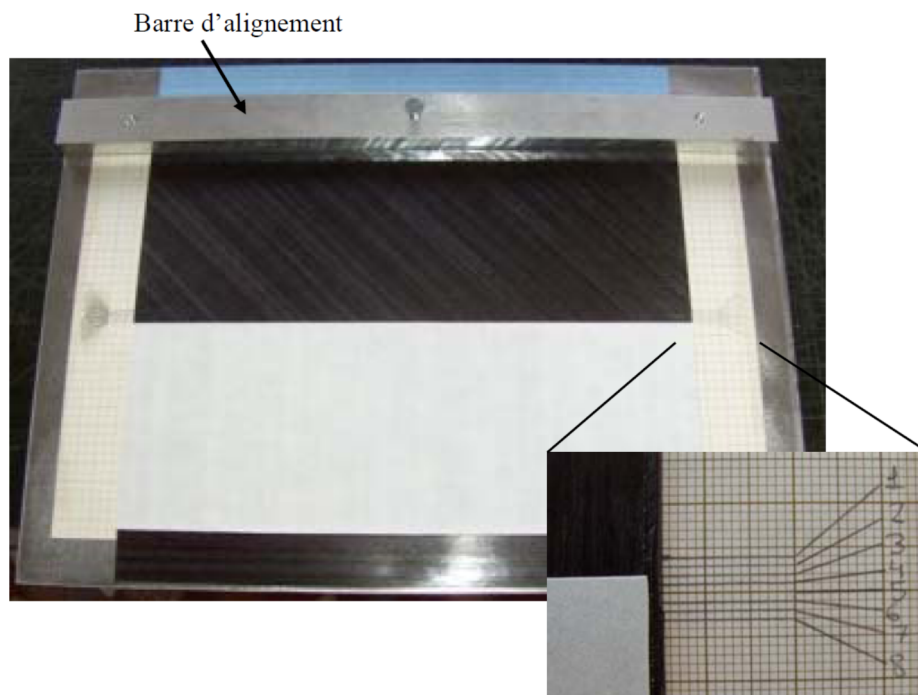


FIGURE 12.5 – Système de drapage des reprises de plis [90]

Les plaques sont compactées sous vide une nuit avant la polymérisation en autoclave selon le cycle préconisé par le fabricant (Annexe A).

La découpe des plaques est effectuée à la scie circulaire diamantée. Les demi-échantillons de chaque type (RPs et RPd) sont ensuite assemblés à l'aide d'un film de colle Redux® 312 de $150g/m^2$. Le film de colle polymérise dans une étuve à $120^\circ C$. Afin d'assurer la pression des demi-échantillons pendant la durée du cycle de collage, celles-ci sont assemblées à l'aide de serre-joints.

Une fois l'assemblage de l'échantillon final terminé, elle est polie puis observée au microscope. Les poches de résines ne présentent pas de porosité (Fig.12.6).

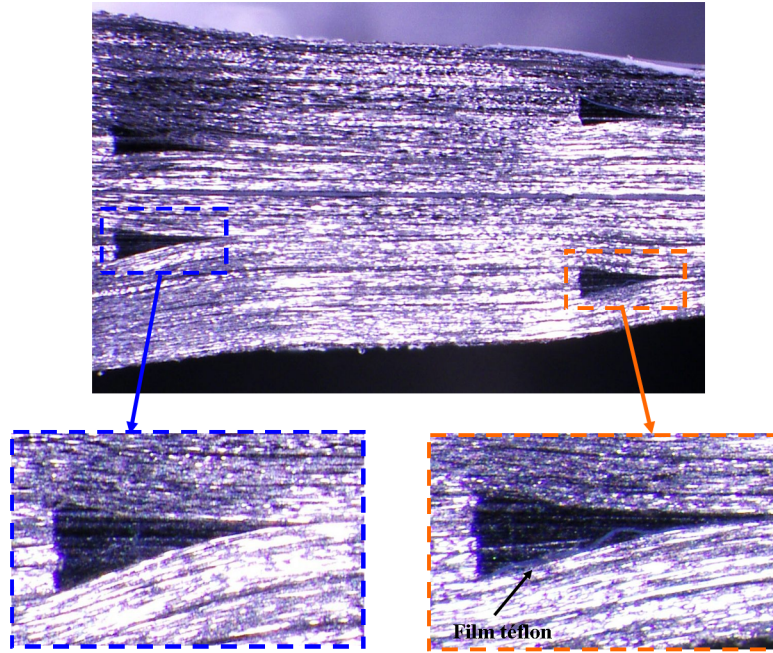


FIGURE 12.6 – Observation des poches de résines (configuration RPd)

12.2 Mise au point de l'essai de reprise de plis

12.2.1 Essais initiaux

Des premiers essais ont été réalisés sur les deux types d'éprouvettes (RPs et RPd). Après un balayage fréquentiel nécessaire pour cibler la fréquence de résonance, les éprouvettes sont sollicitées sur leur premier mode de flexion à l'aide du pot vibrant. Un vibromètre laser permet de contrôler le déplacement de l'éprouvette. Ces essais sont réalisés à déplacement imposé pour $R = -1$ (Fig.12.7).

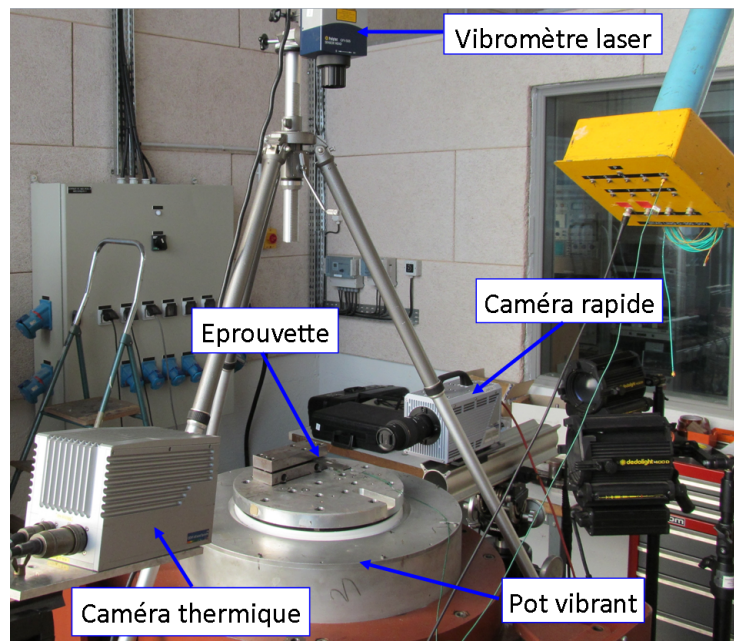


FIGURE 12.7 – Système d'essai reprises de plis

La configuration choisie pour les essais est $d_e = 72mm$ et $L = 132mm$ (Fig.12.8).

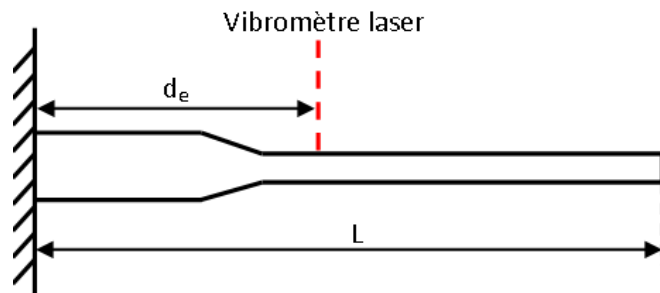


FIGURE 12.8 – Configuration d'essai

Comme dans le cas des essais en Modes purs dynamiques, un premier balayage est effectué pour cibler la fréquence de résonance de l'éprouvette. Ensuite l'éprouvette est sollicitée à cette fréquence en déplacement imposé. Lorsque le délaminage propage, le pot vibrant se recale automatiquement sur la nouvelle fréquence de résonance de l'éprouvette à l'aide du déphasage (Partie 4.2.2).

Des balayages fréquentiels à différents niveaux d'accélération montrent une forte non-linéarité de la réponse due aux grands déplacements (Fig. 12.9) : la fréquence de résonance et le facteur d'amplification diminuent avec l'augmentation de l'accélération. Il faut tenir compte de ce phénomène pendant les essais car l'éprouvette est très rigide et les accélérations à injecter pour amorcer l'endommagement sont donc importantes (entre 40g et 60g).

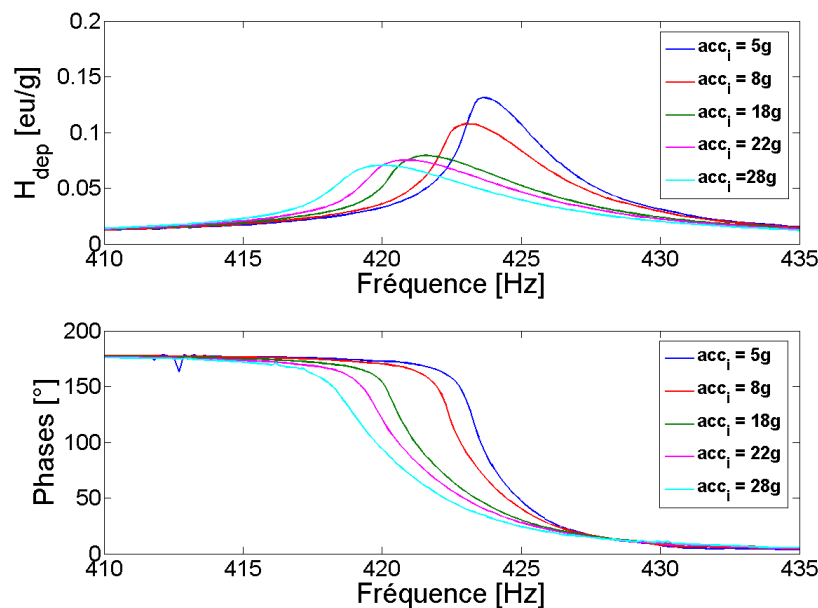


FIGURE 12.9 – Non-linéarité

Les essais sont pilotés à déplacement imposé (comme pour les essais en Mode II, Partie 7). L'évolution de la fréquence de résonance et de l'accélération en fonction du temps d'essai vont mettre en évidence certains phénomènes particuliers (Fig. 12.10).

Pendant les premiers instants de cyclage, on note une légère chute de la fréquence (Fig. 12.11 sur environ 2Hz de baisse en fréquence) qui s'accompagne d'une diminution de l'accélération d'entrée nécessaire à injecter pour respecter la consigne en déplacement¹. Ce phénomène est significatif d'une augmentation du facteur d'amplification lié à la résonance et donc d'une diminution de l'amortissement. Ceci pourrait s'expliquer par la création d'un petit endommagement qui libère un peu de mobilité et ne génère pas particulièrement de frottement.

1. Ce phénomène est visible sur les deux configurations d'éprouvettes.

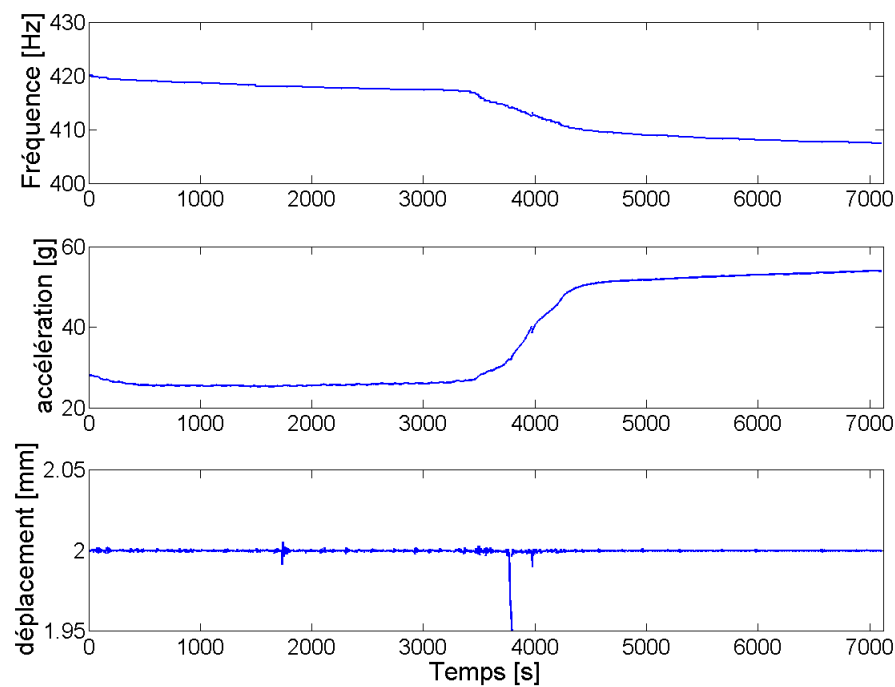


FIGURE 12.10 – Endommagement et non-linéarité

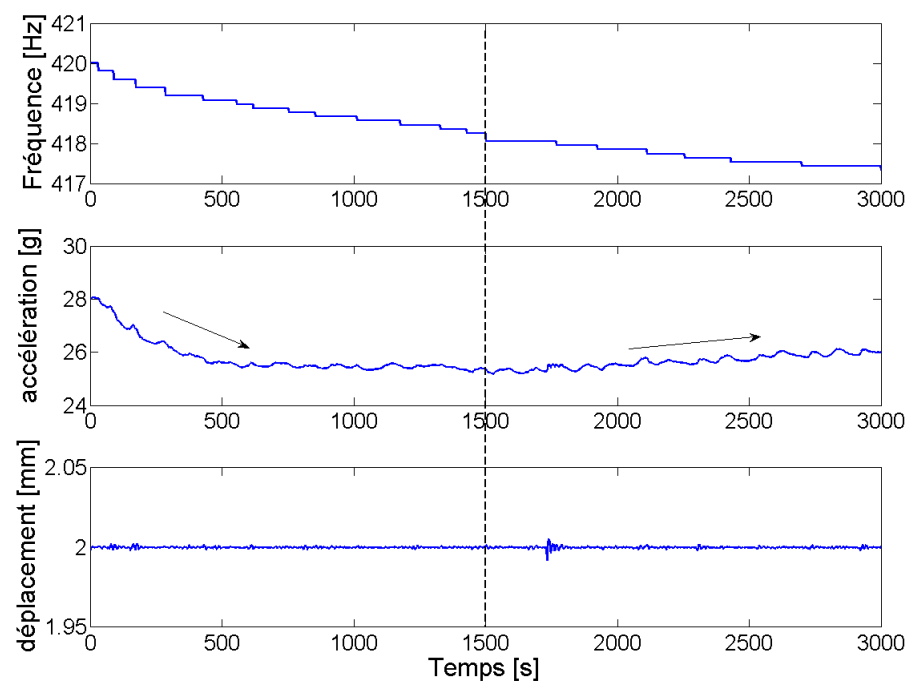


FIGURE 12.11 – Évolution de l'amortissement (configuration RPd)

En poursuivant l'essai une chute rapide de la fréquence de résonance est observé, elle s'accompagne d'une augmentation très importante de l'accélération imposée (Fig.12.10). Une extension rapide du délaminage et/ou de l'endommagement de la zone de reprise de plis peut être supposée expliquer la chute de fréquence, ainsi qu'une augmentation des frottements qui augmente l'amortissement de la structure. Cependant comme l'amortissement augmente, l'accélération imposée à l'éprouvette doit augmenter pour respecter la consigne en déplace-

ment. Et l'accélération en augmentant fait diminuer la fréquence de résonance de l'éprouvette à cause des effets de non-linéarité géométriques mentionnés plus haut (Fig. 12.9). Ainsi, la diminution de fréquence pendant l'endurance n'est plus liée uniquement à l'endommagement, mais aussi tributaire de la non-linéarité (fréquence finale du cyclage : $407Hz$, fréquence de résonance du balayage à $28g$: $413Hz$).

12.2.2 Procédure

Pour s'affranchir des non-linéarités d'accélération d'entrée, les essais seront donc effectués à accélération imposée et non déplacement imposé. Le décalage fréquentiel observé pendant le cyclage est ainsi directement lié à l'endommagement.

L'observation des éprouvettes après essai au microscope ne permet pas de mesurer la progression des dommages : les éprouvettes étant très rigides, l'ouverture de fissure est faible donc la fissuration matricielle et le délaminage sont très difficiles à repérer. L'observation de l'éprouvette sur le pot vibrant pendant des phases d'arrêts de la sollicitation est donc impossible. De plus, il n'est pas envisageable de démonter l'éprouvette en cours d'essai car une modification des condition d'encastrement entraine quelque soit les précautions prises une modification de la fréquence de résonance de l'éprouvette.

Il est donc décidé d'observer la propagation de délaminage pendant la sollicitation de manière à voir les ouvertures et le glissement de la fissure. L'endommagement est ainsi observé en temps réel pendant l'essai d'endurance sur résonance à l'aide d'une caméra rapide. Les côtés des éprouvettes sont polis pour faciliter l'observation. Par cette méthode, le glissement caractéristique de la fissure en Mode II n'est pas visible, seule l'ouverture du Mode I peut être suivie. Pour les essais suivants, des traits blancs sont peints sur le côté des éprouvettes pour mettre en évidence le déplacement relatif des plis en cisaillement.

Afin de limiter le temps nécessaire à l'endommagement, une configuration de sollicitation plus critique a été choisie : $d_e = 37mm$ et $L = 92mm$ (Fig.12.8). Cette dernière permet de charger plus fortement la reprise de plis tout en augmentant la fréquence de résonance.

Les essais de reprise de plis sont effectués à haute fréquence, forte accélération et de par leur conception concentrent l'endommagement dans une zone confinée. Une caméra thermique infrarouge centrée sur la zone de reprise de plis est donc utilisée pour suivre l'évolution thermique pendant les essais.

12.3 Résultats d'essais

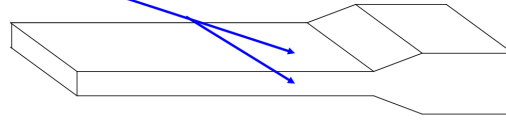
12.3.1 Évolution de la température

12.3.2 Échauffement

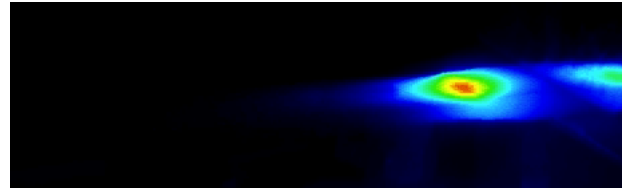
Les éprouvettes des deux configurations (RPs et RPd) ont été testées à $40g$ avec un suivi thermique. La caméra était focalisée sur l'éprouvette de manière à observer l'évolution de la température sur la tranche et la surface supérieure (Fig.12.12a).

Les figures 12.13 et 12.14 montrent l'évolution des paramètres de sollicitation pendant l'essai, ainsi que celle de la température maximale relevée sur l'éprouvette. L'évolution des cartographies thermiques y est ajoutée : les couleurs du bleu sombre au rouge correspondent aux températures du plus froid au plus chaud.

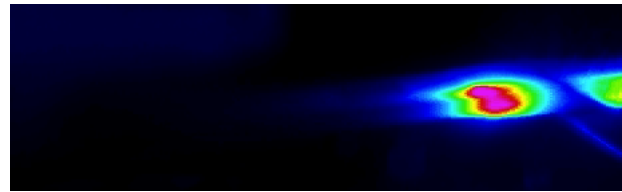
Observation de la tranche et du dessus
de l'éprouvette sur toute sa longueur



(a) Zone d'observation thermique



(b) Configuration RPd



(c) Configuration RPs

FIGURE 12.12 – Observation thermique

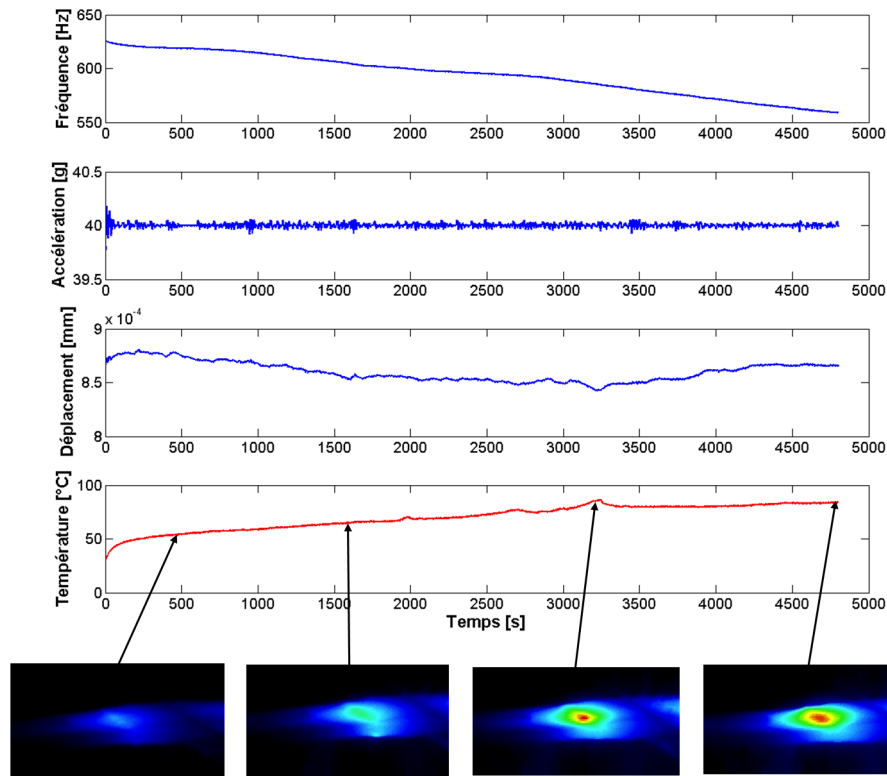


FIGURE 12.13 – Résultat d'essai RPd (téflon)

Les essais ont révélé un fort échauffement du matériau, localisé à la reprise de plis 2 (celle où un défaut a été introduit pour la configuration RPd) (Fig.12.3) : allant jusqu'à 80°C pour les RPd (Fig.12.13) et 100°C pour les RPs (Fig.12.14). Il a de plus été observé que pour la configuration RPs, le point d'échauffement maximal était localisé d'un côté de

l'éprouvette (Fig.12.12c), alors que dans la configuration RPd il était réparti le long du front de fissure (Fig.12.12b). L'endommagement confiné de la configuration RPs peut donc favoriser un échauffement important alors que le délaminage traversant du cas RPd aide à diffuser et dissiper la chaleur.

Dans le cas de la configuration RPd, la fréquence de résonance diminue progressivement tout au long de l'essai ce qui est révélateur d'un agrandissement progressif du délaminage (Fig.12.13). Les cartographies de température permettent de suivre qualitativement l'évolution du délaminage par l'agrandissement de la zone chaude.

Au contraire, pour la configuration RPs, la diminution de fréquence de résonance peut se décomposer en trois phases (Fig.12.14). Dans la première phase un défaut s'amorce d'un côté de l'éprouvette (avant 2000 secondes), la fréquence de résonance diminue lentement. Puis vient la phase de création de délaminage; le délaminage se crée et se propage rapidement (entre 2000 et 2500 secondes), la fréquence chute rapidement de 18Hz . Dans une dernière phase, le délaminage s'étend progressivement vers le centre de l'éprouvette (après 2500 secondes); le fréquence de résonance diminue progressivement tout au long de cette expansion.

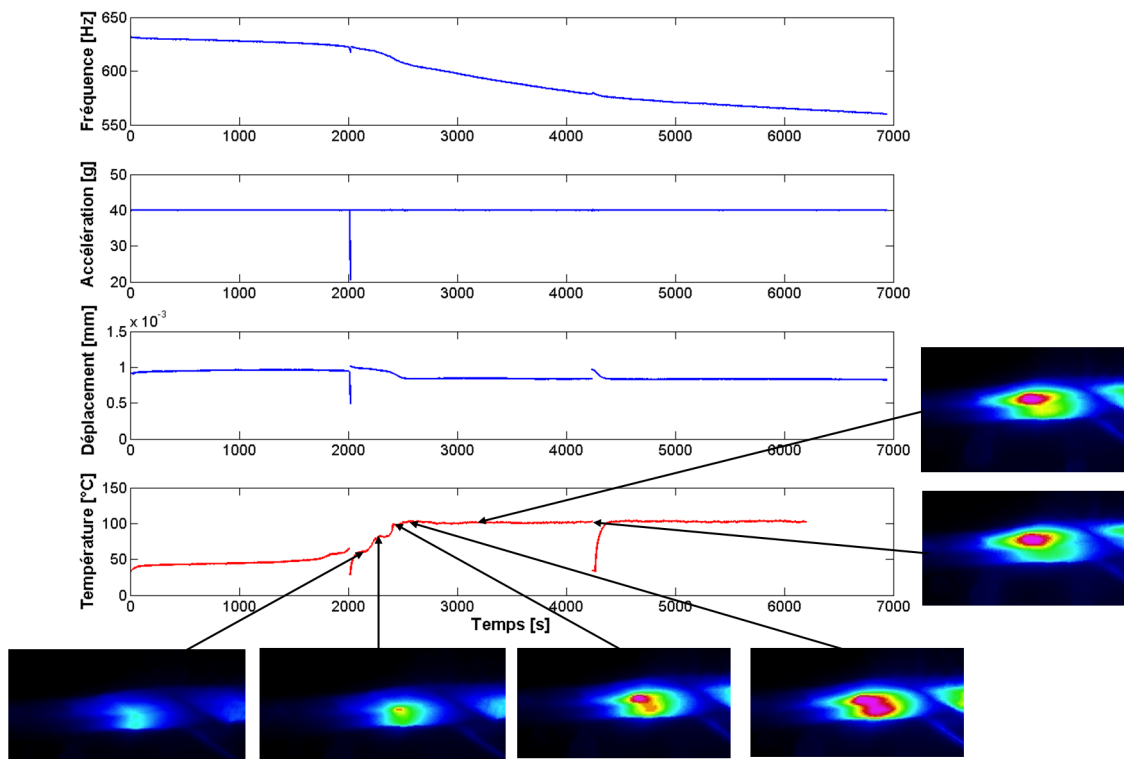


FIGURE 12.14 – Résultat d'essai RPs (saine)

L'augmentation de la température est fortement liée à la diminution de fréquence (représentative d'une augmentation de l'endommagement) (Fig.12.13 et Fig.12.14). Plus l'endommagement augmente, plus les frottements augmentent dans le matériau et donc plus il s'échauffe.

Remarque : Les éprouvettes de configuration RPs sollicitées à $45g$ ont atteint une température supérieure à 130°C pendant l'essai au niveau de l'endommagement. Le niveau de sollicitation est donc intimement lié à l'échauffement généré pendant l'essai.

Pour vérifier que la fréquence de résonance n'est pas influencée par la température dans la zone d'endommagement, un balayage fréquentiel a été réalisé juste après l'essai d'endurance sur la configuration RPd et comparé à un autre conduit après un retour à température

ambiante de l'éprouvette (Fig.12.15). La fréquence de résonance ne semble pas être sensible à la température.

Le suivi pendant ces balayages montre que la température de l'éprouvette atteint sa valeur maximale à la fréquence de résonance (Fig.12.15 et 12.16). Pendant le premier balayage (à chaud) la température a atteint 65.5°C (Fig.12.16a) pour une fréquence de résonance de 559.7Hz alors que pendant le second elle a atteint 59°C (Fig.12.16b) pour la même fréquence soit une différence d'échauffement de 10%. L'échauffement est donc rapide et étroitement lié à la présence des zones délaminées.

Bien que la zone endommagée soit à une température non négligeable relativement à la T_g (180°C), la rigidité globale de l'éprouvette n'est pas sensiblement modifiée car la rigidité en flexion est surtout liée à la raideur des fibres. Une modification locale des propriétés de la résine n'a a priori pas une grande influence sur la fréquence de résonance. La fréquence de résonance est donc un bon indicateur de la progression du dommage.

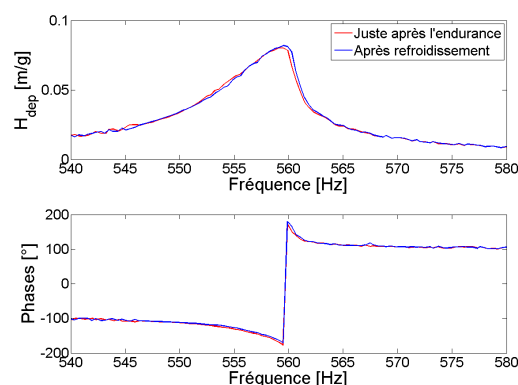


FIGURE 12.15 – Balayages avec et sans retour à température ambiante

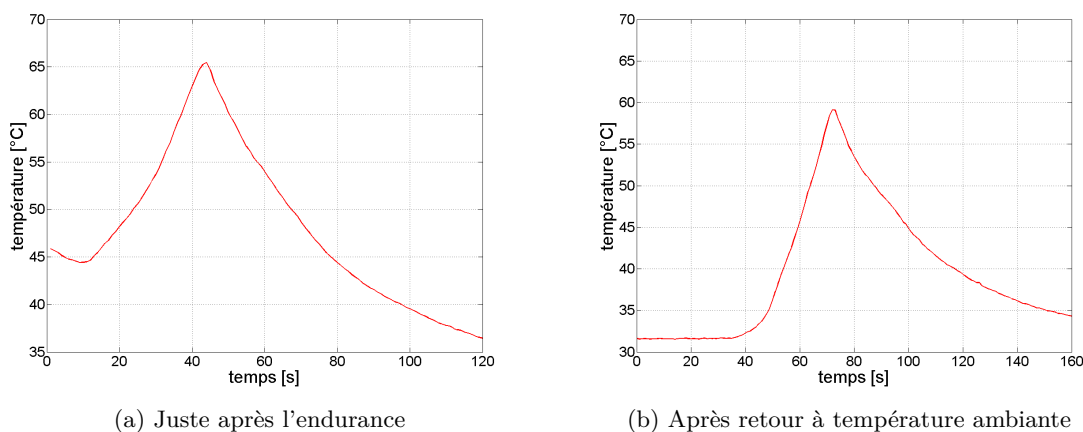


FIGURE 12.16 – Comparaison échauffement

12.3.3 Suivi de l'endommagement

Les essais sont réalisés à $40g$ pour la configuration RPd et à $45g$ pour la configuration RPs dans le but de diminuer le temps d'essai. Une première éprouvette est testée en cyclage continu, puis une deuxième avec des arrêts de sollicitation le temps d'effectuer les sauvegardes des films enregistrés par la caméra rapide.

Les données d'essais des éprouvettes testées en cyclage continu sont comparées à celles des éprouvettes testées en cyclage avec arrêt pour chaque perte de 3Hz de fréquence de résonance (Fig.12.17 et Fig.12.18).

La configuration RPd montre deux évolutions de la fréquence de résonance différentes (Fig.12.13). L'essai avec arrêts (E5-6RPd) est beaucoup plus catastrophique que l'essai continu (E9-10RPd). Plusieurs points peuvent expliquer cette différence :

- A chaque début d'endurance, le pot vibrant effectue une montée en charge progressive de l'éprouvette jusqu'à la valeur consigne (ici 40g). Cette phase de montée au niveau n'est pas enregistrée et peut contenir des dépassements de consigne importants qui risquent d'engendrer un endommagement prématuré de l'éprouvette.
- L'éprouvette qui est sollicitée avec des arrêts subit des cycles thermiques d'amplitude importante : échauffement pendant l'endurance, refroidissement rapide pendant l'arrêt. Ce cyclage thermique peut dégrader les caractéristiques de la résine et accélérer la propagation de l'endommagement.

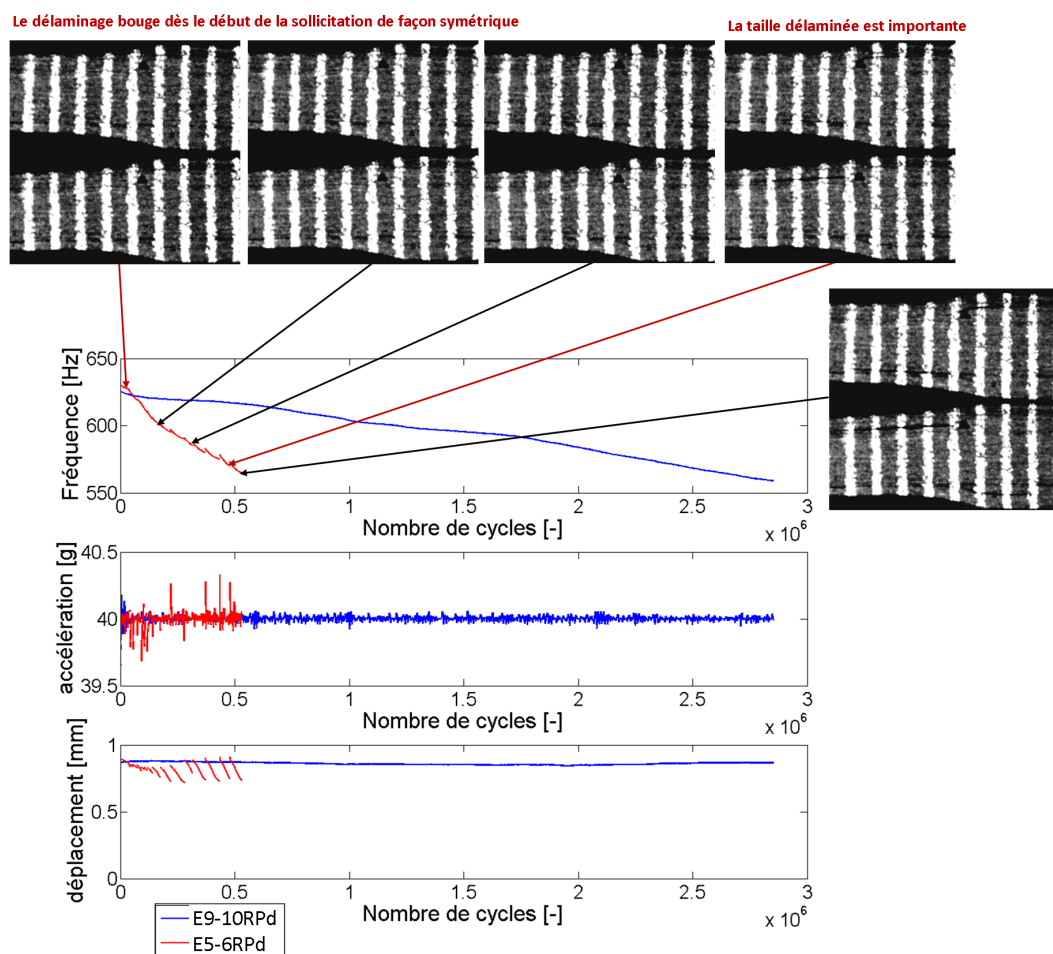


FIGURE 12.17 – Endommagement RPd (téflon)

Les différences de mesures entre les deux types d'essais sont moins importantes pour la configuration RPs (Fig.12.14), elles peuvent avoir été gommées par un endommagement lié à la surcharge générée par le pot vibrant en milieu d'essai pour le cyclage continu (E5-6RPs). Cette surcharge était vraisemblablement due à une perturbation du pilotage en accélération pendant la phase de création brutale du délaminage.

Des images issues de l'acquisition de la caméra rapide ont été ajoutées sur les figures 12.17 et 12.18 pour montrer l'évolution du délaminage pendant la sollicitation. Pour chaque fréquence illustrée, la photographie supérieure représente la déformée de la zone de reprise de plis au déplacement maximal de l'éprouvette lors du cycle alors que la photographie inférieure la représente au déplacement minimal.

Dans le cas de la configuration RPd (Fig.12.17), le glissement de la fissure est visible dès le début de la sollicitation. La propagation des délaminages supérieur et inférieur s'effectue

symétriquement. Le délaminage commence à s'ouvrir de façon importante lorsque sa taille est importante.

Pour la configuration PRd (Fig.12.18), l'endommagement apparaît de façon dissymétrique entre la zone supérieure la zone inférieure. Pour l'éprouvette étudiée, le premier délaminage propage en zone inférieure et ce n'est qu'après une baisse en fréquence de résonance de 10Hz que le délaminage est visible en zone supérieure. Ces observations corroborent le processus d'endommagement décrit dans la partie 12.3.2 à l'aide des extraits de la caméra thermique. Ces deux moyens permettent de déduire le mécanisme suivant :

- une première phase d'amorçage peut être reliée à la diminution lente de fréquence,
- ensuite le délaminage se crée et propage d'abord en bas de l'éprouvette puis en haut (ou inversement) ce qui correspond à la chute rapide en fréquence,
- dans la dernière phase les délaminages en bas et en haut se propagent de façon équivalente dans la longueur et dans la largeur de l'éprouvette.

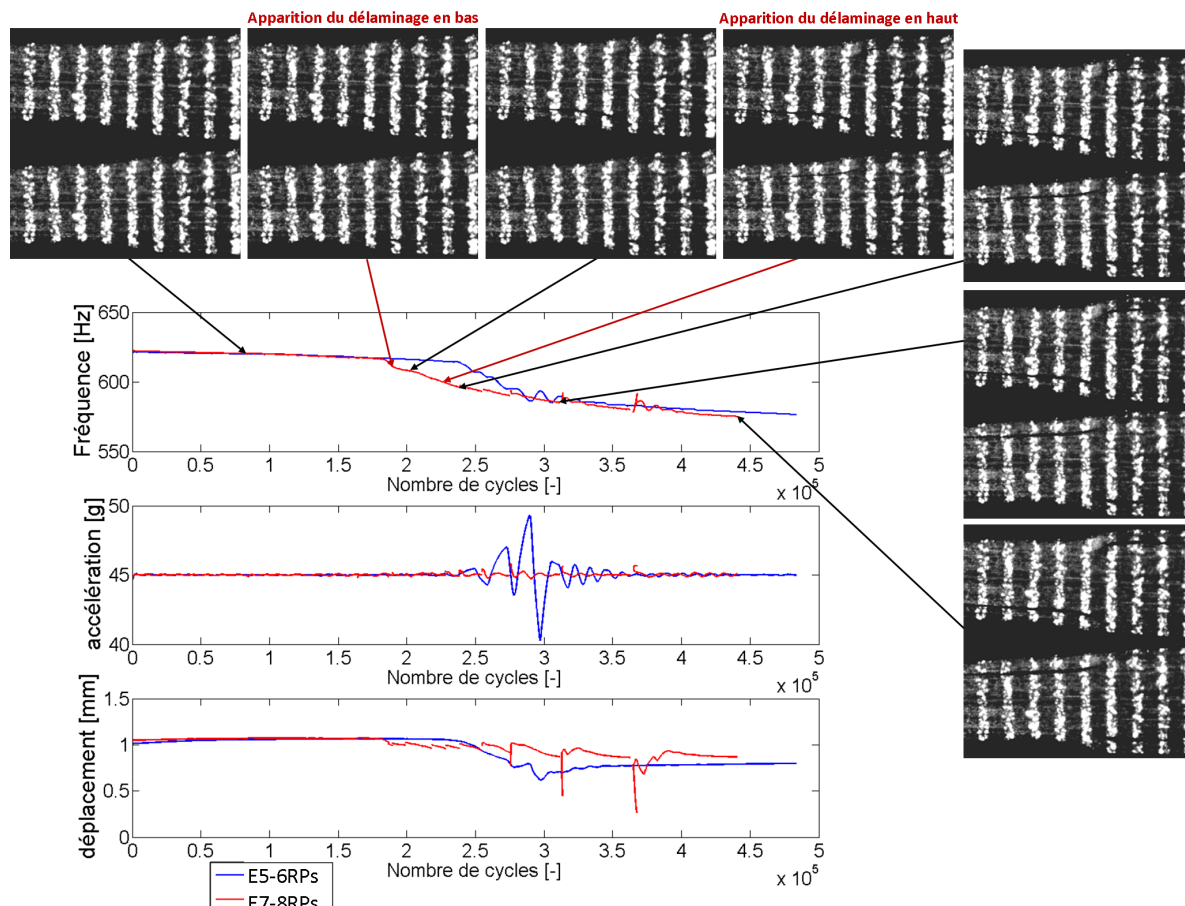


FIGURE 12.18 – Endommagement RPs (saine)

La fréquence de résonance étant un indicateur fiable de l'endommagement, ces états d'avancée du délaminage peuvent être reportés à iso-fréquence sur la courbe en cyclage continu dans le cas RPd. Pour les éprouvettes RPs, le défaut s'amorce aléatoirement d'un côté ou de l'autre de l'éprouvette, en haut ou en bas. Les clichés caméra rapide permettent quand même d'appréhender le processus d'endommagement.

La méthode consistant à stopper l'essai d'endurance pour réaliser des prises caméra rapide n'est pas adaptée, car elle modifie les conditions d'essai.

De plus, les films obtenus sont difficilement exploitables du fait des faibles amplitudes de mouvement des lèvres du délaminage. Même si les marques blanches tous les millimètres aident à repérer le mouvement de cisaillement, il est très difficile de quantifier la longueur du délaminage d'après les films.

Des radiographies des éprouvettes sont réalisées après les essais. Pendant les essais, il avait été observé que dans le cas de la configuration RPs, l'endommagement s'initiait d'un côté de l'éprouvette. Ceci se retrouve sur les clichés aux rayons X (Fig.12.19) : les configuration RPs s'endommagent majoritairement de façon dissymétrique alors que pour les RPD le délaminage se propage uniformément dans la largeur de l'éprouvette.

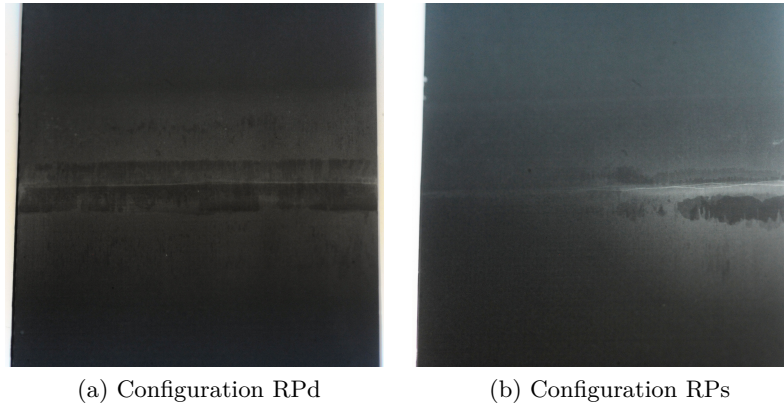


FIGURE 12.19 – Radiographies après essai

12.4 Modélisation des essais de propagation (RPd)

12.4.1 Modèle

Afin de modéliser l'essai d'endurance sur la configuration RPD, un modèle numérique 2D en déformation plane est réalisé sous Samcef (Fig.12.20). L'éprouvette possède 1 élément tous les deux plis dans l'épaisseur et 1 élément tous les centimètres dans la longueur. Pour représenter fidèlement la propagation, les zones de 5mm de long de part et d'autre de la reprise 2 sont raffinées à 0.5mm par élément.

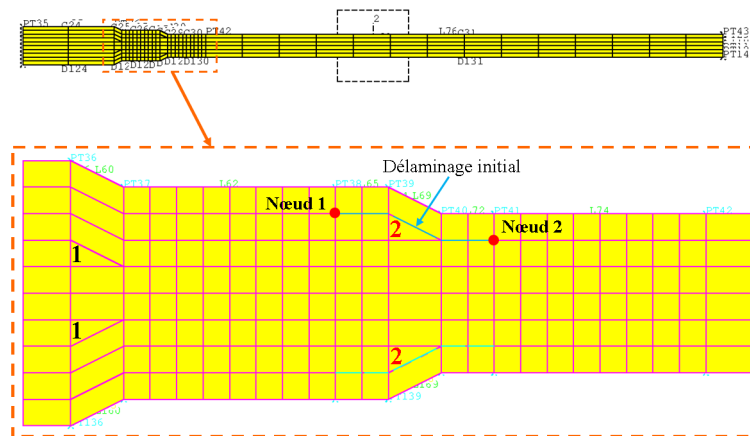


FIGURE 12.20 – Modélisation de la configuration RPD

Un module de flexion $E_{num} = 130000 \text{ Mpa}$ est déterminé pour ces éprouvettes RPs en T700/M21 par identification de la fréquence initiale moyenne d'essai à 40g sur le module d'analyse modale de Samcef (Dynam).

12.4.2 Stratégie de modélisation d'endommagement

12.4.2.1 Principe (Fig.12.21)

Ce modèle est destiné à prédire l'évolution du délaminage d'une éprouvette de type RPd sollicitée à 40g sur son premier mode de flexion.

Un lâcher correspondant au déplacement relevé en essai est simulé avec le module non-linéaire de Samcef (Mécano). Les taux de restitution d'énergie disponibles à la propagation pour les nœuds 1 et 2 en sont tirés.

Les pointes de fissures sont sollicitées en Mode mixte (I et II), donc un critère de propagation en Mode mixte est mis en place et appliqué pour déterminer le côté du délaminage qui propage en premier et le nombre de cycles nécessaire pour le faire propager en se basant sur une règle de cumul linéaire du dommage. Le côté qui n'a pas propagé s'est quand même endommagé du fait de la sollicitation, le dommage accumulé est donc calculé pour être pris en compte par la suite.

Le nœud en pointe de délaminage du côté propagé est ensuite dédoublé pour agrandir le défaut. Le délaminage s'agrandit donc de 0.5mm. Cette longueur correspond au maillage de la zone de propagation, mais aussi à la longueur de propagation choisie pour définir le seuil de la courbe $G - N$ dans le cas du Mode II. Un autre lâcher est effectué avec cette nouvelle configuration d'éprouvette et la nouvelle fréquence de résonance ainsi que les taux de restitution d'énergie sont déterminés.

Comme précédemment le critère en Mode mixte permet de définir les endommagements pour chaque côté du délaminage. Les dommages résiduels sont cumulés et le côté critique de nouveau calculé ainsi que le nombre de cycles nécessaire à sa propagation.

Cette procédure est alors renouvelée jusqu'à atteindre le dernier élément de la zone raffinée du maillage (d'un côté ou de l'autre du délaminage).

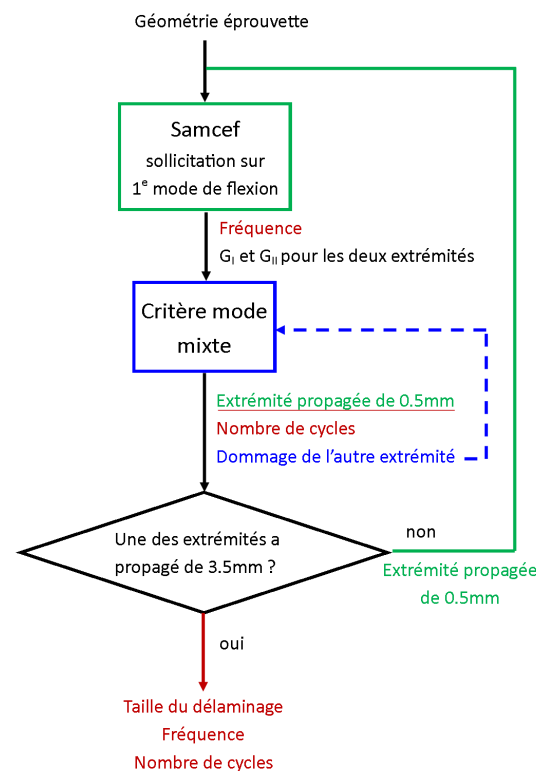


FIGURE 12.21 – Stratégie

12.4.2.2 Procédure détaillée

Initialisation

Une phase d'initialisation est d'abord effectuée afin de prendre en compte les conditions d'encastrement de l'essai simulé, le module d'Young (E_{exp}) est ajusté pour que la fréquence de résonance trouvée pour le premier lâcher ($freq_{num_i}$) soit en cohérence avec la fréquence de résonance initiale de l'éprouvette ($freq_{exp_i}$) (Eq.12.1).

$$E_{exp} = E_{num} \frac{freq_{exp_i}^2}{freq_{num_i}^2} \quad (12.1)$$

Ce module d'Young est ensuite utilisé pour ajuster les fréquences de résonance numériques trouvées pour toutes les tailles de délaminage (Eq.12.2). Cette fréquence corrigée ($freq_{num_c}$) sera ensuite comparée aux résultats d'essais.

$$freq_{num_c} = freq_{num} \sqrt{\frac{E_{exp}}{E_{num}}} \quad (12.2)$$

Procédure d'endommagement

Lâcher de l'éprouvette

Un lâcher de l'éprouvette est simulé avec un déplacement initial proche du déplacement observé en essai. Les cycles de déplacement de l'éprouvette et ceux de taux de restitution d'énergie (Mode I et Mode II) pour chacune des deux extrémités du délaminage (Nœud 1 et Nœud 2) sont relevés. La fréquence de résonance de l'éprouvette ($freq_{num}$) est identifiée et l'amplitude du déplacement du modèle numérique est comparée à celle du déplacement du point d'observation pendant l'essai pour en déduire un facteur correctif d'amplitude (r_a) (Eq.12.3).

$$r_a = \frac{dep_{obs}}{dep_{num}} \quad (12.3)$$

avec dep_{obs} le déplacement du point d'observation pendant l'essai et dep_{num} le déplacement à cet endroit de l'éprouvette relevé numériquement.

Les taux de restitution d'énergie pour chaque nœud (G_{num}) sont ajustés à l'essai (G_{essai}) par la prise en compte de r_a et E_{exp} par la relation suivante :

$$G_{essai} = G_{num} \cdot r_a^2 \cdot \frac{E_{exp}}{E_{num}} \quad (12.4)$$

car $G \propto E$ à déplacement imposé et $G \propto dep^2$.

Ils sont ensuite utilisés dans le critère de propagation en mode mixte.

Critère de mode mixte

Le tracé de l'évolution des taux de restitution d'énergie en fonction du temps montre que les participations en Mode I et Mode II ne sont pas les mêmes suivant la phase haute ou basse de flexion de l'éprouvette (Fig.12.22). Les phases d'ouverture et de fermeture de la fissure sont clairement identifiables. Ainsi la fissure de délaminage s'ouvre au Nœud 1 pendant la phase de flexion vers le haut (compression du pli délaminé) alors qu'elle s'ouvre au Nœud 2 pendant la phase basse (traction du pli délaminé). Le Mode II présente aussi des niveaux différents suivant le demi-cycle. Ces rapports de Mode mixte différents vont être pris en compte dans l'approche par demi-cycles mise en place.

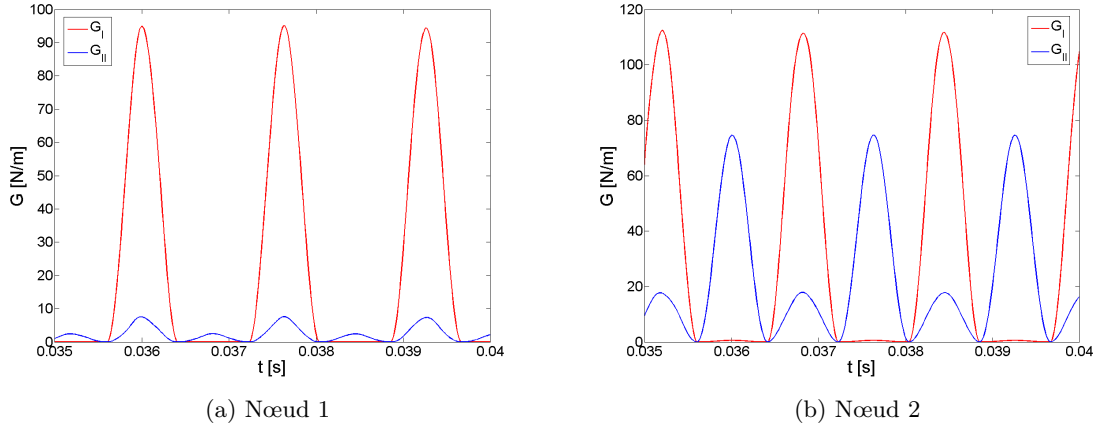


FIGURE 12.22 – Cycles de taux de restitution d'énergie

En ce qui concerne le Mode II quelque soit le nœud considéré le rapport de charge est négatif, de par la nature de l'essai. Hors, comme vu dans la partie 7.3.1 une sollicitation en Mode II à rapport de charge négatif est plus endommageante que deux demi-cycles à $R = 0$ (Fig.12.23).

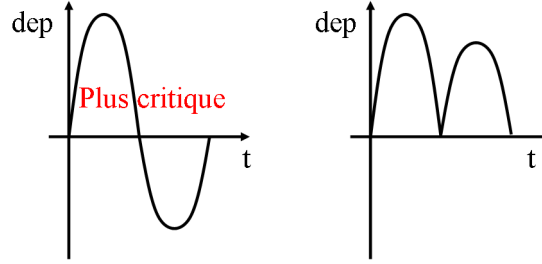


FIGURE 12.23 – Criticité du rapport de charge

Pour prendre en compte ce rapport de charge négatif, la stratégie suivante a été mise en place. Un taux de restitution d'énergie à $R = 0$ équivalent au cycle à rapport de charge négatif (G_{II}) est calculé par la relation 7.10 avec $\gamma = 0.45$:

$$G_{II} = \Delta G_{II} (1 - R)^{-2\gamma} = G_{II_{max}} (1 - R)^{2(1-\gamma)} \quad (12.5)$$

L'utilisation de la courbe $G - N$ en Mode II permet de faire correspondre un nombre de cycles nécessaire pour la propagation (N_{II}) à ce chargement G_{II} .

L'endommagement pour un cycle à G_{II} est donc :

$$d_{II} = \frac{1}{N_{II}} \quad (12.6)$$

Cet endommagement est réparti pour chaque demi-cycle proportionnellement au rapport de charge :

$$d_{II} = d_{II,1} + d_{II,2} \quad (12.7)$$

avec $d_{II,1}$ l'endommagement pour le premier demi-cycle et $d_{II,2}$ celui pour le deuxième. Le premier demi-cycle est fixé comme le plus endommageant des deux.

$$d_{II,1} = \frac{d_{II}}{1 - R} \quad (12.8)$$

De ces endommagements sont déduits les nombres de cycles puis, à l'aide de la courbe $G - N$, les niveaux de taux de restitution d'énergie en Mode II équivalents pour chaque

demi-cycle. Ce traitement permet d'obtenir un G_{IIeq} pour chaque demi-cycle pour les deux nœuds.

Des valeurs de taux de restitution d'énergie en Mode I et II par demi-cycles sont déduits, la valeur du taux de restitution d'énergie totale (G_{totij}) et le rapport de mode mixte (R_{ij}) :

$$G_{totij} = G_{IIeqij} + G_{Iij} \quad (12.9)$$

$$R_{ij} = \frac{G_{IIeqij}}{G_{totij}} \quad (12.10)$$

avec $i \in [1, 2]$ le numéro du nœud et $j \in [1, 2]$ le numéro du demi-cycle.

Le rapport de mode R_{ij} est utilisé pour tracer une courbe $G - N$ en mode mixte pour chaque demi-cycle en utilisant le critère semi-empirique (Eq.12.11).

$$G_{tots} = G_{Is} + (G_{IIs} - G_{Is}) (R_{ij})^m \quad (12.11)$$

Avec G_{Is} , G_{IIs} , G_{tots} les valeurs seuils de taux de restitution d'énergie de la courbe $G - N$ respectivement en Mode I, Mode II, et somme de Mode I et Mode II. m est un paramètre matériau qui est ici considéré égal à 1, valeur déterminée pour le T700/M21 dans le cadre de la thèse de Pongtorn Prombut [62]. Les données en modes purs utilisées dans cette formule sont tirées des résultats de caractérisation en fatigue vibratoire de la Partie II.

Puis, le nombre de cycles nécessaire à une propagation de $0.5mm$ (N_{ij}) est déduit pour chaque demi-cycle de la courbe $G_{tots} - N$ en mode mixte de rapport R_{ij} et du $G_{totessai,ij}$ correspondant. L'endommagement pour le demi-cycle est donc :

$$d_{ij} = \frac{1}{N_{ij}} \quad (12.12)$$

L'endommagement pour chaque extrémité de fissure pour un cycle est donc :

$$d_i = d_{i1} + d_{i2} \quad (12.13)$$

Le nombre de cycles nécessaire à la propagation est celui permettant d'atteindre un endommagement de 1.

$$N_{ci} = \frac{1}{d_i} \quad (12.14)$$

$$N_c = \min(N_{c1}, N_{c2}) \quad (12.15)$$

L'extrémité critique est propagée de $0.5mm$ pour un nombre de cycles égal à N_c , et son endommagement remis à 0, alors que l'endommagement de l'autre extrémité (k) est calculé par :

$$d = N_c \cdot d_k \quad (12.16)$$

La procédure est relancée avec la nouvelle taille de délaminage et l'endommagement du nœud k à prendre en compte pour le prochain calcul de nombre de cycles à propagation.

Critère d'arrêt

La simulation s'arrête quand une des extrémité a propagé de $3.5mm$.

12.4.3 Comparaison des résultats

L'essai sur l'éprouvette E9-10RPd est pris comme référence. Les valeurs matériau utilisées dans le modèle sont celles déterminées par les essais vibratoires (Eq.6.19 et 7.12) :

$$G_{I_{max}} = G_{Ip} \times 1,6 \times N_c^{-0.13} \quad (12.17)$$

avec $G_{Ip} = 300N/m$.

$$G_{II_{max}} = 2.e^3.N_c^{-0.2} \quad (12.18)$$

L'évolution des taux de restitution d'énergie tout au long de la simulation montre que la propagation est pilotée par le Mode I (Fig.12.24a et 12.24b). La pointe du délaminage la plus proche du bord libre est la plus critique (Fig.12.24d).

Il est observé numériquement que le délaminage atteint une longueur de 9mm pour une fréquence de 606Hz (Fig.12.24c et 12.24d). A cette fréquence, pendant les essais avec caméra thermique, le délaminage bouge, mais l'ouverture n'est pas très importante. Celle-ci devient évidente sur les clichés à partir de 570Hz (Fig.12.17). Ce constat renforce celui du besoin d'un moyen de suivi visuel de l'endommagement plus performant (Fig.12.24c).

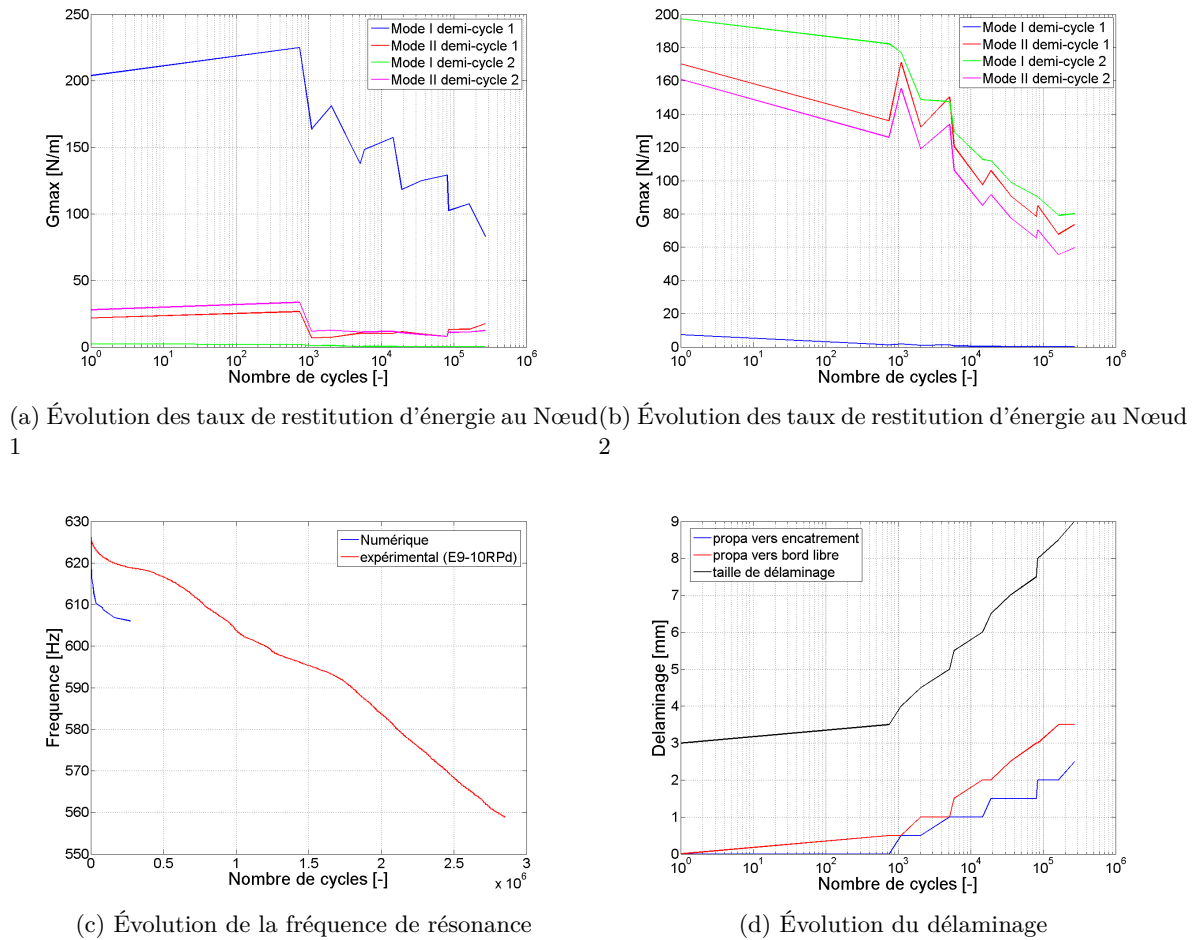


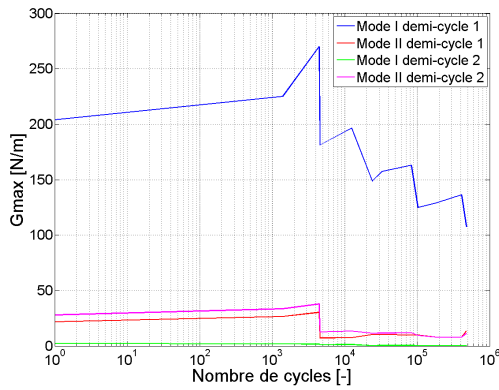
FIGURE 12.24 – Modélisation essai E9-10RPd avec $G_{Ip} = 300N/m$ (délaminage initial de 3mm)

La courbe de fréquence trouvée numériquement a une allure semblable à la courbe d'essai, mais la propagation en numérique semble trop rapide et la chute en fréquence trop importante : 13Hz de décalage (Fig.12.24c). Une possibilité pour expliquer ce décalage est l'échauffement généré au niveau du délaminage pendant la sollicitation (Fig.12.13). En effet,

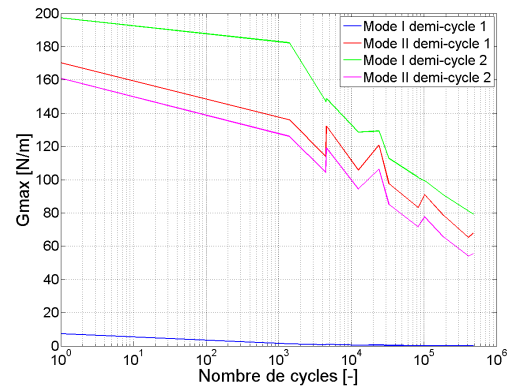
il a été observé que la température et la vitesse de sollicitation avaient un effet opposé sur la résistance d'une résine époxy soumise à de la traction [19]. L'auteur explique que comme les polymères sont visco-élastiques, augmenter la température a souvent les mêmes effets que diminuer la vitesse de chargement. Ainsi, à la température observée (80°C), le taux de restitution d'énergie de propagation critique en Mode I (G_{Ip}) est certainement plus élevé que celui déterminé par les essais vibratoires sans échauffement. Il a donc été décidé d'utiliser un $G_{Ip} = 400 N/m$, valeur trouvée pour les essais réalisés à plus basse vitesse de chargement.

Les taux de restitutions d'énergie trouvés pour les deux nœuds sont du même ordre que pour le calcul précédent (Fig.12.25a, 12.25b, 12.24a et 12.24b) même si ils diffèrent légèrement du fait d'une autre évolution du délaminage (Fig.12.25d et 12.24d). Comme attendu, l'évolution de la fréquence trouvée numériquement est plus proche du résultat d'essai que précédemment (Fig.12.25c). Malgré cela, un écart de 10Hz est toujours présent.

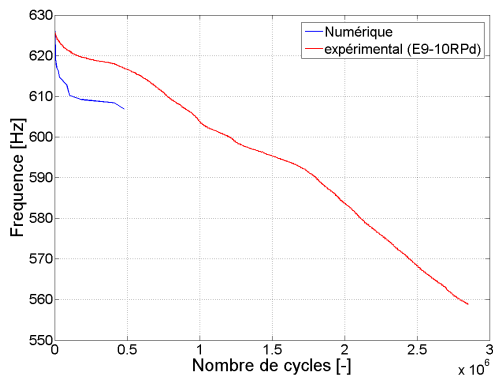
Ce résultat de simulation numérique montre une forte baisse de fréquence dans les 2.10^4 premiers cycles. A 620Hz les 2.10^4 cycles sont atteints en moins de 40s d'essai. Il n'est donc pas exclu que le balayage fréquentiel initial réalisé à 40g ou la phase de montée en consigne au début de l'endurance ait fait propager le délaminage dans l'éprouvette de 1mm d'un côté et 1.5mm de l'autre.



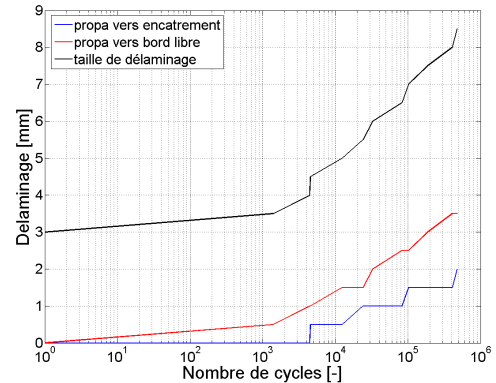
(a) Évolution des taux de restitution d'énergie au Nœud 1



(b) Évolution des taux de restitution d'énergie au Nœud 2



(c) Évolution de la fréquence de résonance



(d) Évolution du délaminage

FIGURE 12.25 – Modélisation essai E9-10RPd avec $G_{Ip} = 400 N/m$ (délaminage initial de 3mm)

En modélisant l'endurance pour un délaminage initial de 5.5mm, l'évolution de la fréquence est très proche de celle trouvée en essai (Fig.12.26). Malheureusement, le suivi de la propagation de délaminage par caméra rapide n'étant pas précis, aucune information quantitative sur l'avancée de la fissure en temps réel n'est disponible pour valider ou invalider cette hypothèse.

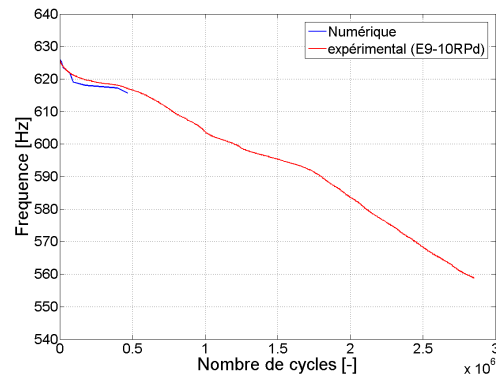


FIGURE 12.26 – Modélisation essai E9-10RPd avec délaminage initial de 5.5mm

12.5 Bilan

Un essai de fatigue vibratoire sur un cas structure, une éprouvette comprenant une zone de reprise de plis symétrique, a été mis au point. Il a permis d'observer plusieurs faits intéressants :

- une forte non-linéarité de la réponse vibratoire de l'éprouvette dont il fallu tenir compte dans le pilotage des essais : ceux-ci ont été effectués à accélération imposée.
- Les essais réalisés sur deux configurations d'éprouvette, avec délaminage initial (RPd) et saine (RPs), ont montrés : une propagation symétrique et régulière du délaminage initial (RPd) et un amorçage sur le côté puis une extension du délaminage dans la largeur de l'éprouvette (RPs). L'extension de ce dommage est associé à un échauffement très important de la zone délaminée : de 80°C à 130°C.
- Des essais interrompus de fatigue vibratoire ont été réalisés et mettent en évidence une différence de comportement notable avec les essais continus. La propagation est bien plus rapide dans le cas des essais interrompus. Il est difficile de faire la part des choses mais le cyclage en température pourrait être particulièrement endommageant sur le comportement du matériau.

Un modèle numérique de propagation a été développé à partir des méthodes numériques d'exploitation des essais vibratoires mises au point dans la Partie III. Il a été appliqué à l'essai de structure de type RPd en prenant en compte les données matériau de fatigue vibratoire déterminées dans la Partie II.

- L'exploitation des taux de restitution d'énergie a pris en compte le rapport de charge négatif de l'essai pour le Mode II et a fait l'hypothèse d'un cumul linéaire du dommage. L'utilisation d'un critère de propagation en Mode mixte a alors permis de simuler l'avancée du défaut de délaminage initial pour le début de la courbe de propagation.
- Ces simulations ont montré que la sollicitation en Mode I est prédominante en pointe de délaminage. La chute de fréquence pendant l'essai est représentée de manière satisfaisante en prenant en considération l'influence de la température sur le taux de restitution d'énergie critique en Mode I et une possible propagation préalable du délaminage pendant la mise en place de l'essai d'endurance.

Il serait évidemment nécessaire de réaliser des essais complémentaires à plus faible chargement pour valider ses résultats. Un suivi quantitatif de la propagation du délaminage plus fiable devrait être mis en place pour suivre l'évolution des dommages et permettre la comparaison avec le modèle numérique. Pour modéliser un amorçage de délaminage dans le cas d'une éprouvette saine il faudrait évoluer vers un modèle numérique 3D et gérer la phase d'amorçage et de propagation de la fissure.

Chapitre 13

Conclusion et perspectives

L’objectif de ce travail était de mettre en place une méthode permettant d’étudier la propagation de délaminage sous chargement vibratoire.

Dans ce but :

- *des essais de caractérisation de la propagation de délaminage sous chargement vibratoire à fréquence élevée* ont été mis au point.

Ces essais ont été réalisés à résonance sur pot vibrant. La fréquence de résonance de l’éprouvette est liée à la taille de son délaminage. Cette fréquence a donc été suivie tout au long des essais de fatigue comme indicateur de propagation et son utilisation validée. Elle a aussi servi à définir un critère d’arrêt reproductible relatif à la longueur de propagation du délaminage.

Des essais dédiés à la caractérisation vibratoire en Modes purs ont été développés et validés :

- Pour le Mode I, un montage d’essai basé sur une dynamique masse-ressort a été conçu pour solliciter une éprouvette de type DCB. Le rapport de charge du cyclage en fatigue est fixé à l’aide d’un ressort monté en parallèle de l’éprouvette, qui participe par sa raideur d’ouverture à la dynamique du système. Grâce à ce montage d’essai, l’éprouvette peut être sollicitée à effort imposé jusqu’à une fréquence de 100Hz .
- Pour le Mode II, l’éprouvette est encastrée du côté non-fissuré sur le pot vibrant et sollicitée sur son premier mode de résonance à déplacement imposé. La gamme de fréquence est fixée par la raideur de flexion de l’éprouvette.

Ces moyens d’essais ont été utilisés pour réaliser des essais matériau à fréquence élevée (supérieure à 10Hz). Les effets induits par la fréquence élevée de sollicitation, auto-échauffement induit et vitesse de chargement élevée [75], ont été pris en compte dans la mise en place et le traitement de ces essais. Une caméra thermique a donc été utilisée pour suivre l’évolution de la température des éprouvettes testées pendant la fatigue à haute fréquence et vérifier que l’élévation de température restait dans des limites raisonnables. L’effet de la vitesse de chargement étant très marqué dans le cas du Mode I (contrairement au Mode II) [18] il a été exploré sur la T700/M21. Cette étude a montré que ce matériau est sensible à la vitesse de chargement et présente deux comportements distincts. Lorsqu’il est chargé à faible vitesse, le taux de restitution d’énergie critique de propagation moyen est de 400N/m (seuil statique). Par contre, si la vitesse de chargement dépasse les 5mm/s (pour un bras de 50mm), ce taux de restitution d’énergie passe à 300N/m (seuil dynamique). Cette différence de résistance à la propagation a été prise en compte dans l’analyse des résultats en fatigue en Mode I à différentes fréquences de sollicitation.

Des essais de caractérisation classiques à basse fréquence (10Hz) ont été effectués pour servir de référence aux essais vibratoires. *Dans le cas du Mode I*, les essais vibratoires ont été réalisés à 100Hz sans échauffement en pointe de fissure (moins de 1°C). La comparaison des résultats entre les essais à différentes fréquences met en exergue un effet de fréquence qui a été attribué à un effet de vitesse de chargement. Le tracé des courbes G-N en adimen-

sionnant le taux de restitution d'énergie par la valeur du seuil de propagation dynamique ou statique suivant la fréquence de l'essai a alors permis de superposer les résultats à $10Hz$ et $100Hz$. Dans le cas du Mode II, la procédure d'essai à résonance a permis d'explorer deux fréquences : $260Hz$ et $400Hz$. Les déplacements imposés ont été choisis suffisamment faibles pour limiter l'échauffement de l'éprouvette pendant l'essai de fatigue (limité à une dizaine de °C d'échauffement). Les résultats en fatigue obtenus pour les essais dynamiques d'un côté et les essais classiques de l'autre sont assez différents quand ils sont représentés en fonction de G_{max} . Ceci a été attribué principalement à la différence de rapport de charge entre les deux types d'essai : les essais à $10Hz$ ont été effectués à $R = 0.1$ au moyen du montage ENF alors que la configuration vibratoire impose un rapport de charge de $R = -1$. La prise en compte de l'effet du rapport de charge par l'approche développée par Hojo et al. [34] et le choix d'une expression du taux de restitution d'énergie ΔG basée sur la similitude avec le facteur d'intensité de contrainte ΔK [54, 67] a permis de tracer une loi unique de Paris pour les résultats obtenus à différentes fréquences.

Afin d'aller plus loin dans cette étude, dans le cas du Mode I, il serait intéressant de tester d'autres rapports de charge et d'autres fréquences de sollicitation pour valider la méthode d'exploitation en fonction de la vitesse de chargement. Pour l'instant, le dimensionnement du système limite son utilisation autour d'une fréquence de résonance de $100Hz$ ce qui ne permet pas d'atteindre le giga-cycle en un temps raisonnable. Afin d'augmenter la fréquence de mise en œuvre, il serait nécessaire d'améliorer le système en réduisant la masse mise en mouvement et/ou en diminuant les frottements du guidage.

Dans le cas du Mode II, il faudrait réaliser des essais classiques complémentaires à $10Hz$ et à $R = -1$ pour consolider le constat sur la non-influence de la fréquence tant que le chargement ne génère pas d'échauffement important dans le matériau. Les fréquences utilisées dans les essais vibratoires permettent d'explorer les grands nombres de cycles. Il semble cependant que le matériau étudié présente un seuil de non-propagation qui apparaît avant les 10^6 cycles.

Il serait de plus intéressant de voir si les approches développées fonctionnent avec d'autres matériaux composites utilisés dans le domaine aéronautique. De plus, comme l'échauffement et la fréquence sont liés, il serait important de faire des essais à température pour compléter la caractérisation.

- *des outils numériques ont été développés pour permettre la simulation d'une structure délaminée sous chargement vibratoire et l'étude de la propagation du délaminage.*

Une première étude avait pour but d'évaluer la possibilité de propagation d'un délaminage circulaire dans une plaque composite soumise à une sollicitation sur ses modes de résonance. Ce problème a été traité par l'utilisation d'une approche linéaire Éléments Finis couplée à un algorithme d'optimisation. Les positions favorisant la propagation du délaminage ont été déterminées; un délaminage aura plus de facilité à propager si il est sur un nœud de la déformée modale ou proche d'un encastrement. Plus l'amplitude des déplacements de la plaque est élevée, plus l'énergie disponible à la propagation est grande. Au vu des niveaux de taux de restitution d'énergie trouvés sur plaque encastree, il a été déduit qu'une propagation de ce type était peu probable en zone courante avion. La contribution en Mode I semble nécessaire pour faire propager un délaminage dans une structure avion en fatigue sonique. Un modèle numérique non-linéaire a donc été mis au point pour pouvoir représenter des ouvertures de délaminage pendant la sollicitation.

Deux approches numériques permettant de gérer les chocs pendant les sollicitations périodiques ont été mises au point et évaluées. La première utilise le schéma numérique implicite de Chung-Hulbert ainsi qu'une méthode d'itérations couplées pour le contact tels que définis dans Samcef® ("Chung-Hulbert"). Ce schéma numérique amortit les hautes fréquences tout en conservant une représentation précise des basses fréquences. Il permet donc de stabiliser, par amortissement numérique, le choc géré par la méthode des multiplicateurs de Lagrange qui entraîne une variation brutale de l'effort de contact pendant la phase de fermeture du

délaminage. La deuxième utilise un *schéma numérique explicite* avec une gestion de choc respectant le principe de conservation des énergies par le *contact de Newton* ("Newton"). Pendant le choc, le transfert de vitesse est effectué directement dans le schéma numérique. La gestion du contact converge donc sans l'utilisation d'un amortissement important. Ces deux approches ont été validées sur un problème de vibration libre de poutre délaminée. Les deux modèles permettent de trouver des fréquences de résonance et des déformées proches de celles déterminées en essais par Shen et al. [74].

Le modèle de "Chung-Hulbert" a ensuite été couplé à la méthode VCE pour permettre d'étudier l'énergie disponible à la propagation. Avec cet outil la propagation du délaminage sous chargement vibratoire peut être modélisée.

Pour l'appliquer sur un cas structure, un essai de fatigue vibratoire sur une structure de reprise de plis a été mis au point. Pour simuler la propagation du délaminage initial, l'exploitation du modèle numérique prend en compte le rapport de charge négatif du Mode II, fait l'hypothèse d'un cumul linéaire de l'endommagement et établit l'avancée de fissure par l'utilisation d'un critère de propagation en Mode mixte exprimé à partir des données matériau trouvées pendant la caractérisation vibratoire. L'évolution de la fréquence pendant l'essai est représentée de manière satisfaisante en prenant en considération une possible propagation de délaminage pendant la mise en place de l'essai d'endurance.

Les modèles développés pendant cette thèse peuvent être améliorés pour mieux représenter ce qui se passe au niveau du délaminage pendant une sollicitation vibratoire. Dans le cas du modèle de "Chung-Hulbert", il serait intéressant d'investiguer l'amplitude du décollement observé pendant la sollicitation au niveau du délaminage pour vérifier que ce décollement important n'est pas dû à la gestion du contact. Pour le modèle de "Newton", le codage de la loi de contact doit être améliorée pour prendre en compte les contacts sur des plans non horizontaux de façon plus représentative. De plus, il pourrait être utile de permettre la gestion du choc pour des maillages autres que les quadrangles. Enfin, un calcul de taux de restitution d'énergie pourrait être ajouté à ce modèle codé sous matlab pour permettre de modéliser la propagation de délaminage. De plus, les sollicitations introduites dans ces modèles sont actuellement des lâchers de poutre. Ils ne permettent que d'étudier le premier mode de flexion des structures. Il paraît nécessaire de les étendre à des sollicitations par cyclage vibratoire.

Il paraît de plus inévitable de réaliser des essais de poutre délaminée en sollicitation vibratoire du même type que ceux faits par Shen et al. [74]. Ils permettraient de tester des sollicitations à différents modes de résonance et d'avoir des informations plus riches sur les déformées obtenues, au moyen d'une caméra rapide par exemple.

Les essais de reprise de plis ont permis de mettre en place un modèle de propagation de délaminage. Néanmoins, il faudrait réaliser des essais complémentaires à plus faible chargement pour valider les conclusions de l'étude et trouver un suivi quantitatif de la propagation du délaminage plus fiable que celui mis en place. Il est de plus important de réaliser des essais vibratoires en Mode mixte pour valider le critère choisi pour la modélisation. Le frottement entre les lèvres du délaminage pourrait aussi être ajouté sur les modèles afin de prendre en compte les effets induits de température et d'amortissement dans les essais à fort déplacement.

Bibliographie et Annexes

Bibliographie

- [1] Matweb : material property data.
- [2] F. A. Administration. Damage tolerance assessment handbook. Technical report, 1993.
- [3] E. A. S. Agency. Appendix 3 - change of composite material and/or process. In *AMC 20-29 Composite Aircraft Structure*, 2010.
- [4] E. A. S. Agency. Certification specifications for large aeroplanes CS-25.613. 2010.
- [5] J. Andersons and M. Konig. Dependence of fracture toughness of composite laminates on interface ply orientations and delamination growth direction. *Composites Science and Technology*, 64(13-14) :2139–2152, 2004.
- [6] A. Arguelles, J. Vina, A. F. Canteli, M. A. Castrillo, and J. Bonhomme. Interlaminar crack initiation and growth rate in a carbon-fibre epoxy composite under mode-I fatigue loading. *Composites Science and Technology*, 68(12) :2325–2331, 2008.
- [7] ASTM. Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composite , 1994.
- [8] ASTM. Standard test method for mode I fatigue delamination grows onset of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composite, 1997.
- [9] A. G. Atkins and Y. W. Mai. *Elastic and plastic fracture : Metals, polymers, ceramics, composites, biological materials*. 1985.
- [10] C. Bathias. Piezoelectric fatigue testing machines and devices. *International Journal of Fatigue*, 28(11) :1438–1445, 2006.
- [11] J. L. Batoz and D. G. Volume 1 : solides élastiques. In Hermes, editor, *Modélisation des structures par éléments finis*. 1990.
- [12] B. R. K. Blackman, A. J. Brunner, and J. G. Williams. Mode II fracture testing of composites : a new look at an old problem. *Engineering Fracture Mechanics*, 73(16) :2443–2455, 2006.
- [13] A. J. Brunner. Experimental aspects of mode I and mode II fracture toughness testing of fibre-reinforced polymer-matrix composites. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 185(2-4) :161–172, 2000.
- [14] A. J. Brunner, N. Murphy, and G. Pinter. Development of a standardized procedure for the characterization of interlaminar delamination propagation in advanced composites under fatigue mode I loading conditions. *Engineering Fracture Mechanics*, 76(18) :2678–2689, 2009.
- [15] A. J. Brunner, S. Stelzer, G. Pinter, and G. P. Terrasi. Mode II fatigue delamination resistance of advanced fiber-reinforced polymere matrix laminates : Towards the development of a standardized test procedure. *International Journal of Fatigue*, (0), 2012. doi : 10.1016/j.ijfatigue.2012.02.021.
- [16] V. N. Burlayenko and T. Sadowski. Finite element nonlinear dynamic analysis of sandwich plates with partially detached facesheet and core. *Finite Elements in Analysis and Design*, 62(0) :49–64, 2012.
- [17] D. Cairns, J. Mandell, M. Scott, and J. Maccagnano. Design and manufacturing considerations for ply drops in composite structures. *Composites Part B : Engineering*, 30(5) :523 – 534, 1999.

-
- [18] W. J. Cantwell and M. Blyton. Influence of loading rate on the interlaminar fracture properties of high performance composites - a review. *Applied mechanics reviews*, 52(6) :199–212, 1999.
 - [19] W. J. Cantwell, A. C. Roulinmoloney, and T. Kaiser. Fractography of unfilled and particulate-filled epoxy-resins. *Journal of Materials Science*, 23(5) :1615–1631, 1988.
 - [20] W. Chen, F. Lu, and M. Cheng. Tension and compression tests of two polymers under quasistatic and dynamic loading. *Polymer Testing*, 21(2) :113–121, 2002.
 - [21] J. Chung and G. M. Hulbert. A time integration algorithm for structural dynamics with improved numerical dissipation : The generalized- α method. *ASME J. Appl. Mech.*, 60 :371–375, 1993.
 - [22] P. Compston, P. Y. B. Jar, P. J. Burchill, and K. Takahashi. The effect of matrix toughness and loading rate on the mode-II interlaminar fracture toughness of glass-fibre/vinyl-ester composites. *Composites Science and Technology*, 61(2) :321–333, 2001.
 - [23] D. C. Curtis, D. R. Moore, B. Slater, and N. Zahlan. Fatigue testing of multi-angle laminates of CF/PEEK. *Composites*, 19(6) :446–452, 1988.
 - [24] J. W. Dally and L. J. Broutman. Frequency effects on the fatigue of glass reinforced plastics. *Journal of Composite Materials*, 1(4) :424–442, 1967.
 - [25] E. Dan-jumbo, S. Zhou, and C. Sun. Load-frequency effect on fatigue life of IMP/APC-2 thermoplastic composite laminates , 1989.
 - [26] T. Ercopur and B. G. Kiral. Investigation of free vibration response of e-glass/epoxy delaminated composite plates. *Advanced Composites Letters*, 21(1) :5–15, 2012.
 - [27] K. Friedrich, R. Walter, L. A. Carlsson, A. J. Smiley, and J. W. Gillespie. Mechanisms for rate effects on interlaminar fracture-toughness of carbon epoxy and carbon PEEK composites. *Journal of Materials Science*, 24(9) :3387–3398, 1989.
 - [28] T. J. George, J. Seidt, M. H. H. Shen, T. Nicholas, and C. J. Cross. Development of a novel vibration-based fatigue testing methodology. *International Journal of Fatigue*, 26(5) :477–486, 2004.
 - [29] L. Goglio, L. Peroni, M. Peroni, and M. Rossetto. High strain-rate compression and tension behaviour of an epoxy bi-component adhesive. *International Journal of Adhesion and Adhesives*, 28(7) :329–339, 2008.
 - [30] G. Gohorianu. *Interaction entre les défauts d’usinage et la tenue en matage d’assemblages boulonnés en carbone/epoxy*. PhD thesis, 2008.
 - [31] P. D. Green. Current and future problems in structural acoustic fatigue. In *AGARD Symposium*, volume Impact of Acoustic Loads on Aircraft Structures, pages 1.1–1.5, 1994.
 - [32] A. Hillerborg, M. Modeer, and P. E. Petersson. Analysis of crack formation and crack growth in concrete by means of fracture mechanics and finite elements. *Cement and Concrete Research*, 6(6) :773–781, 1976.
 - [33] M. Hojo, T. Ando, M. Tanaka, T. Adachi, S. Ochiai, and Y. Endo. Modes I and II interlaminar fracture toughness and fatigue delamination of CF/epoxy laminates with self-same epoxy interleaf. *International Journal of Fatigue*, 28(10) :1154–1165, 2006.
 - [34] M. Hojo, K. Tanaka, C. G. Gustafson, and R. Hayashi. Effect of stress ratio on near-threshold propagation of delamination fatigue cracks in unidirectional CFRP. *Composites Science and Technology*, 29(4) :273–292, 1987.
 - [35] A. Hosoi, N. Sato, Y. Kusumoto, K. Fujiwara, and H. Kawada. High-cycle fatigue characteristics of quasi-isotropic CFRP laminates over 10^8 cycles (initiation and propagation of delamination considering interaction with transverse cracks). *International Journal of Fatigue*, 32(1) :29–36, 2010.
-

- [36] A. Hosoi, S. Yagi, K. Nagata, and H. Kawada. Interaction between transverse cracks and edge delamination considering free-edge effects in composite laminates. In *16th International Conference on Composite Materials*, 2007.
- [37] N. Hu, H. Fukunaga, M. Kameyama, Y. Aramaki, and F. K. Chang. Vibration analysis of delaminated composite beams and plates using a higher-order finite element. *International Journal of Mechanical Sciences*, 44(7) :1479–1503, 2002.
- [38] G. M. Hulbert and J. T. Chung. Explicit time integration algorithms for structural dynamics with optimal numerical dissipation. *Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering*, 137(2) :175–188.
- [39] F. Ju, H. P. Lee, and K. H. Lee. Finite-element analysis of free-vibration of delaminated composite plates. *Composites Engineering*, 5(2) :195–209, 1995.
- [40] M. H. Kargarnovin, M. T. Ahmadian, R.-A. Jafari-Talookolaei, and M. Abedi. Semi-analytical solution for the free vibration analysis of generally laminated composite timoshenko beams with single delamination. *Composites Part B : Engineering*, (0) :–, 2012.
- [41] A. Kinloch, S. Shaw, D. Tod, and D. Hunston. Deformation and fracture behaviour of a rubber-toughened epoxy : 1. microstructure and fracture studies. *Polymer*, 24(10) :1341 – 1354, 1983.
- [42] A. J. Kinloch. Mechanics and mechanisms of fracture of thermosetting epoxy polymers. *Advances in Polymer Science*, 72 :45–67, 1985.
- [43] M. Krawczuk, W. Ostachowicz, and A. Zak. Analysis of natural frequencies of delaminated composite beams based on finite element method. *Structural Engineering and Mechanics*, 4(3) :243–255, 1996.
- [44] T. Kusaka, M. Hojo, Y. W. Mai, T. Kurokawa, T. Nojima, and S. Ochiai. Rate dependence of mode I fracture behaviour in carbon-fibre/epoxy composite laminates. *Composites Science and Technology*, 58(3-4) :591–602, 1998.
- [45] F. Lachaud. *Contribution à l’analyse multi échelle du comportement mécanique non linéaire matériau des structures composites*. Habilitation à diriger des recherches, 2011.
- [46] F. Laurin. *Approche multi-échelle des mécanismes de ruine progressive des matériaux stratifiés et analyse de la tenue de structures composites*. PhD thesis, 2005.
- [47] J. Lee. Free vibration analysis of delaminated composite beams. *Computers I& Structures*, 74(2) :121–129, 2000.
- [48] M. A. Luersen. *Un algorithme d’Optimisation par Recherche Directe - Application à la Conception de Monopalmes de Nage*. Thèse de doctorat, 2004.
- [49] H. Luo and S. Hanagud. Delaminated beam nonlinear dynamic response calculation and visualization. In A. Structures, editor, *38th Annual Technical Conference*, 1997.
- [50] H. Luo and S. Hanagud. Dynamics of delaminated beams. *International Journal of Solids and Structures*, 37(10) :1501–1519, 2000.
- [51] S. Mall and J. M. Ahn. Frequency effects on fatigue behavior of Nextel720 (TM)/alumina at room temperature. *Journal of the European Ceramic Society*, 28(14) :2783–2789, 2008.
- [52] S. Mall and J. M. Engesser. Effects of frequency on fatigue behavior of CVIC/SiC at elevated temperature. *Composites Science and Technology*, 66(7-8) :863–874, 2006.
- [53] I. Marines, G. Dominguez, G. Baudry, J. F. Vittori, S. Rathery, J. P. Doucet, and C. Bathias. Ultrasonic fatigue tests on bearing steel AISI-SAE 52100 at frequency of 20 and 30 kHz. *International Journal of Fatigue*, 25(9-11) :1037–1046, 2003.
- [54] G. Matsubara, H. Ono, and K. Takana. Mode II fatigue crack growth from delamination in unidirectional tape and satin-woven fabric laminates of high strength GFRP. *International Journal of Fatigue*, 28(10) :1177 – 1186, 2006.

-
- [55] J. E. Mccarty. Commercial transport aircraft composite structures. In *the workshop on failure analysis and mechanisms of failure or fibrous composite structures*, pages 7–66, 1983.
 - [56] N. Merah, F. Saghir, Z. Kahn, and A. Bazoune. Modeling the combined effects of temperature and frequency on fatigue crack growth of chlorinated polyvinyl chloride (CPVC). Technical report, 2000.
 - [57] N. Merah, F. Saghir, Z. Khan, and A. Bazoune. A study of frequency and temperature effects on fatigue crack growth resistance of CPVC. *Engineering Fracture Mechanics*, 72(11) :1691–1701, 2005.
 - [58] S. A. Michel, R. Kieselbach, and H. J. Martens. Fatigue strength of carbon fibre composites up to the gigacycle regime (gigacycle-composites). *International Journal of Fatigue*, 28(3) :261–270, 2006.
 - [59] R. J. Morrissey, D. L. McDowell, and T. Nicholas. Frequency and stress ratio effects in high cycle fatigue of Ti-6Al-4V. *International Journal of Fatigue*, 21(7) :679–685, 1999.
 - [60] P. M. Mujumdar and S. Suryanarayan. Flexural vibrations of beams with delaminations. *Journal of Sound and Vibration*, 125(3) :441–461, 1988.
 - [61] J. Pascault, H. Sautereau, J. Verdu, and R. Williams. Yielding and fracture of polymer network. volume 64 of *Thermosetting polymers, Plastics Engineering*, pages 350–388. New York, 2002.
 - [62] P. Prombut. *Caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels*. Thèse de doctorat, 2007.
 - [63] P. Qiao and F. Chen. On the improved dynamic analysis of delaminated beams. *Journal of Sound and Vibration*, 331(5) :1143–1163, 2012.
 - [64] I. S. Raju and T. K. O’Brien. *Fracture mechanics Concepts, stress fields, strain energy release rates, delamination initiation and growth criteria*, pages 3–24. Woodhead Publishing Limited, Washington University in St. Louis, USA, 2008.
 - [65] R. L. Ramkumar, S. V. Kulkarni, and R. B. Pipes. Free vibration frequencies of a delaminated beam. In R. P. Institute, editor, *34th Annual Technical Conference*, pages 22E1–22E5, 1979.
 - [66] G. S. Ramtekkar. Free vibration analysis of delaminated beams using mixed finite element model. *Journal of Sound and Vibration*, 328(4-5), 2009.
 - [67] C. Rans, R. Alderliesten, and R. Benedictus. Misinterpreting the results : How similitude can improve our understanding of fatigue delamination growth. *Composites Science and Technology*, 71(2) :230–238, 2011.
 - [68] K. L. Reifsnider. *Damage and Damage Mechanics*, volume 4, pages 11–75. Elsevier, 1990.
 - [69] A. Rotem. Load frequency effect on the fatigue-strength of isotropic laminates. *Composites Science and Technology*, 46(2) :129–138, 1993.
 - [70] J. Rouchon. Certification of aircraft composite structures. In E. F. Continue, editor, *module EUROSAE GME180*, 2006.
 - [71] A. J. Russell and K. N. Street. the effect of matrix toughness on delamination : static and fatigue fracture under mode II shear loading of graphite fiber composites, 1987.
 - [72] SAMTECH. SAMCEF v13.1 user’s manuel, 2007.
 - [73] D. A. Saravanos and D. A. Hopkins. Effects of delaminations on the damped dynamic characteristics of composite laminates : Analysis and experiments. *Journal of Sound and Vibration*, 192(5) :977–993, 1996.
 - [74] M. H. H. Shen and J. E. Grady. Free-vibrations of delaminated beams. *Aiaa Journal*, 30(5) :1361–1370, 1992.
-

- [75] G. D. Sims. Fatigue test methods, problems and standards. In B. Harris, editor, *Fatigue in composites*, chapter 2, pages 36–62. 2003.
- [76] A. Sjogren and L. E. Asp. Effects of temperature on delamination growth in a carbon/epoxy composite under fatigue loading. *International Journal of Fatigue*, 24(2-4) :179–184, 2002.
- [77] A. J. Smiley and R. B. Pipes. Rate effects on mode-I interlaminar fracture-toughness in composite-materials. *Journal of Composite Materials*, 21(7) :670–687, 1987.
- [78] A. J. Smiley and R. B. Pipes. Rate sensitivity of mode-II interlaminar fracture-toughness in graphite epoxy and graphite PEEK composite-materials. *Composites Science and Technology*, 29(1) :1–15, 1987.
- [79] B. W. Smith. *Fractography for continuous fiber composites*, volume Volume 1 : Composites of *Engineered materials handbook*. ASM international, Ohio, USA, 1993.
- [80] C. R. Sohar, A. Betzwar-Kotas, C. Gierl, B. Weiss, and H. Danninger. Gigacycle fatigue behavior of a high chromium alloyed cold work tool steel. *International Journal of Fatigue*, 30(7) :1137–1149, 2008.
- [81] S. Solaimurugan and R. Velmurugan. Influence of in-plane fibre orientation on mode I interlaminar fracture toughness of stitched glass/polyester composites. *Composites Science and Technology*, 68(7-8) :1742–1752, 2008.
- [82] J. M. Staehler, S. Mall, and L. P. Zawada. Frequency dependence of high-cycle fatigue behavior of CVIC/SiC at room temperature. *Composites Science and Technology*, 63(15) :2121–2131, 2003.
- [83] S. Stelzer, A. J. Brunner, A. Argueelles, N. Murphy, and G. Pinter. Mode I delamination fatigue crack growth in unidirectional fiber reinforced composites : Development of a standardized test procedure. *Composites Science and Technology*, 72(10) :1102–1107, 2012.
- [84] C. Sun and W. Chan. Frequency effect on the fatigue life of a laminated composite, 1979.
- [85] K. Tanaka and H. Tanaka. Stress-ratio effect on mode II propagation of interlaminar fatigue cracks in graphite/epoxy composites. *Composite materials : fatigue and fracture*, ASTM STP 1285-6 :126–142, 1997.
- [86] J. Wang and L. Tong. A study of the vibration of delaminated beams using a nonlinear anti-interpenetration constraint model. *Composite Structures*, 57(1) :483–488, 2002.
- [87] J. T. S. Wang, Y. Y. Liu, and J. A. Gibby. Vibrations of split beams. *Journal of Sound and Vibration*, 84(4) :491–502, 1982.
- [88] Q. Y. Wang, T. Li, and X. G. Zeng. Gigacycle fatigue behavior of high strength aluminum alloys. *Procedia Engineering : Fatigue 2010*, 2(1) :65–70, 2010.
- [89] Q. Y. Wang, M. R. Sriraman, N. Kawagoishi, and Q. Chen. Fatigue crack growth of bonded composite repairs in gigacycle regime. *International Journal of Fatigue*, 28(10) :1197–1201, 2006.
- [90] A. Weiss. *Comportement en fatigue des zones de reprises de plis*. Thèse de doctorat, 2010.
- [91] A. Weiss, W. Trabelsi, L. Michel, J. Barrau, and S. Mahdi. Influence of ply-drop location on the fatigue behaviour of tapered composites laminates. *Procedia Engineering*, 2(1) :1105 – 1114, 2010.
- [92] P. Wriggers. In Wiley, editor, *Computational Contact Mechanics*. 2002.
- [93] X. Xiao and I. Al-Hmouz. Effect of load frequency on the tensile fatigue behavior of angle-ply AS4/PEEK. In *the 11th International Conference on Composite Materials*, pages 124–134, 1997.

- [94] H. Q. Xue, H. Tao, F. Monternbault, Q. Y. Wang, and C. Bathias. Development of a three-point bending fatigue testing methodology at 20 kHz frequency. *International Journal of Fatigue*, 29(9-11), 2007.
- [95] L. H. Yam, Z. Wei, L. Cheng, and W. O. Wong. Numerical analysis of multi-layer composite plates with internal delamination. *Computers & Structures*, 82(7-8) :627–637, 2004.
- [96] Y. Zou, L. Tong, and G. P. Steven. Vibration-based model-dependent damage (delamination) identification and health monitoring for composite structures - a review. *Journal of Sound and Vibration*, 230(2) :357–378, 2000.

Annexe A

Fabrication des éprouvettes

Les plaques sont drappées à partir de plis unidirectionnels de T700/M21 (HEXCEL®). Elles ont une surface de $200 \times 300 \text{ mm}^2$ et sont constituées de 20 plis à 0° . Les plis sont d'abord empilés par cinq, puis compactés sous poche à vide pendant 15min. Les empilements sont assemblés comme suit pour former la plaque finale : deux empilements de cinq plis chacun, puis un film de téflon de $25 \mu\text{m}$ d'épaisseur et $65 \times 300 \text{ mm}^2$ de surface et enfin les deux derniers empilements. La plaque ainsi drappée est ensuite compactée sous poche à vide pendant une nuit.

La plaque est positionnée avec ses tissus d'environnement dans un moule en acier à ses dimensions. Les parties supérieure et inférieure du moule sont recouvertes d'un tissu de verre téflonné. L'empilement de la préparation (plaque+tissus) à l'intérieur du moule se fait symétriquement comme suit :

- Tissus d'arrachage : il est positionné sur la plaque pour protéger sa surface des pollutions des autres tissus.
- Film séparateur perforé : positionné au dessus du film d'arrachage, il permet la migration de la résine en surplus vers le pli absorbeur.
- Pli absorbeur : il sert à absorber la résine en surplus pendant la polymérisation.
- Film démoulant : il isole le moule du pli absorbeur pour éviter l'adhérence de la résine en surplus sur le moule.

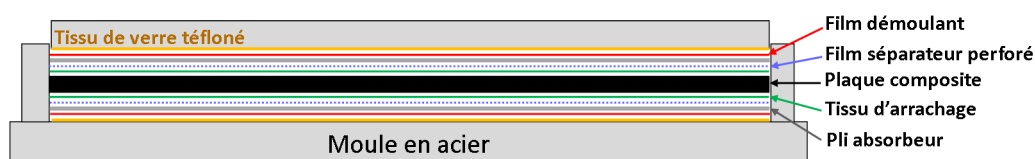


FIGURE A.1 – Préparation moule/plaque/tissus d'environnement

La plaque est ensuite polymérisée sous presse hydraulique (Fig.A.2) suivant le cycle pression/température préconisé (Fig.A.3).

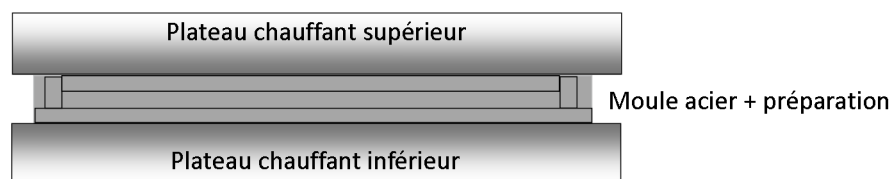


FIGURE A.2 – Mise sous presse

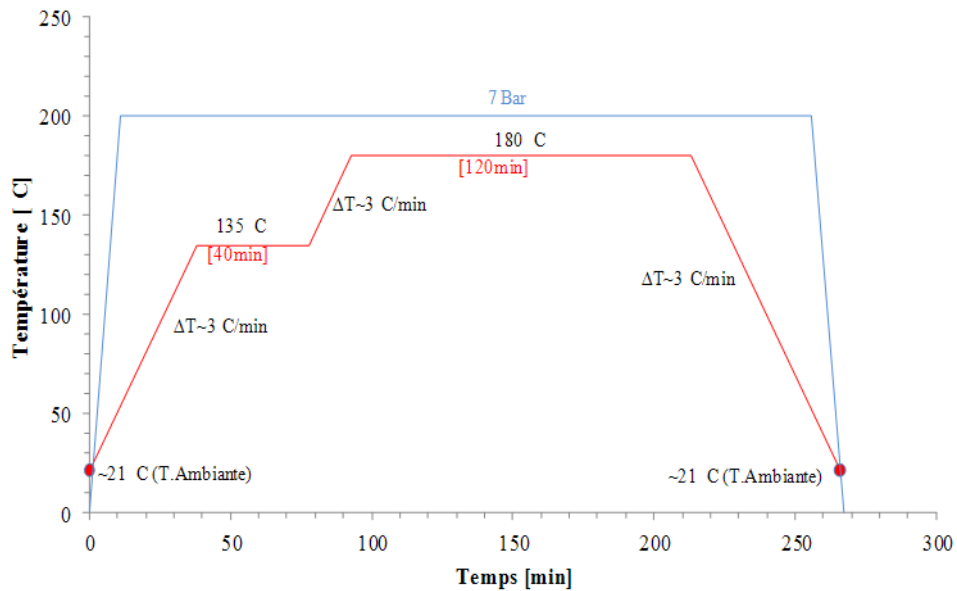


FIGURE A.3 – Cycle de polymérisation

Remarque

Les plaques sont polymérisées dans un moule en acier pour maintenir les fibres de façon rigide pendant la polymérisation. En effet, les moules en mosite ne sont pas suffisamment rigides pour empêcher les fibres de glisser lors de l'écoulement de la résine sur les bords pour une plaque unidirectionnelle. Dans le cas des plaques multidirectionnelles, la mosite suffit, car les fibres désaxées maintiennent l'ensemble.

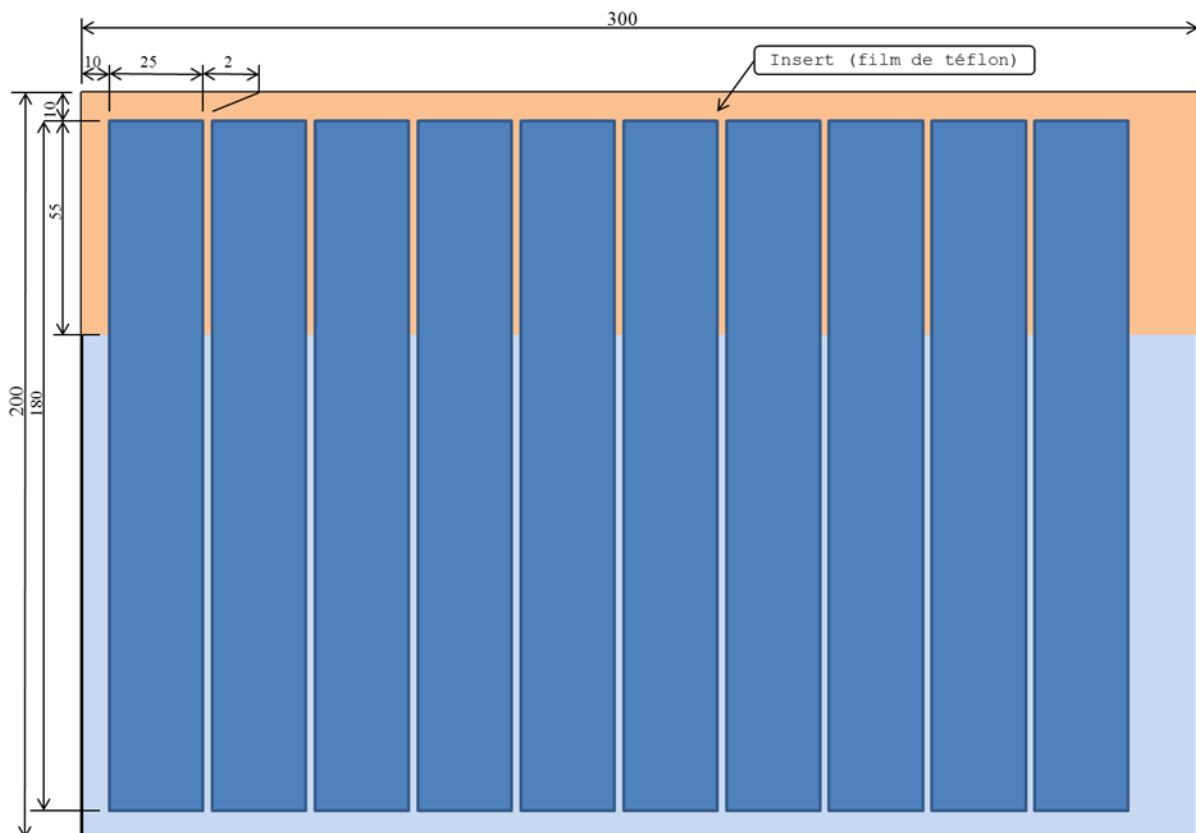


FIGURE A.4 – Plan de découpe

Une fois la polymérisation terminée, les plaques sont débarrassées de leurs tissus d'envi-

ronnement et contrôlées sous ultrason. Le but de cette étape est de vérifier que la plaque est exempte de défaut de fabrication et que le film téflon est correctement positionné.

Les éprouvettes sont ensuite découpées à la scie circulaire diamantée suivant le plan de découpe de la figure [A.4](#).

Données matériau

Matériau lot 1

(tous les essais de la thèse sauf les essais complémentaires en taux de chargement)

Référence commerciale Hexply® UD/M21/35%/268/T700GC/300mm

N° de Lot 90916E02

Date de fabrication 15 octobre 2009

Matériau lot 2

(Essais complémentaires en taux de chargement)

Référence commerciale Hexply® UD/M21/35%/268/T700GC/150mm

N° de Lot 00527N11

Date de fabrication 27 mai 2010

Annexe B

Essais complémentaires de taux de chargement

Cette Annexe présente les résultats des éprouvettes testées pendant les essais complémentaires de taux de chargement.

Les éprouvettes testées sont récapitulées dans le tableau [B.1](#).

Vitesse (mm/s)	0.006	0.01	0.1	0.5	1	5	50	150
Éprouvettes	E5Pp1	E1Pp2	E2Pp2 E6Pp4	E6Pp1 E1Pp3	E4Pp1 E1Pp4	E1Pp1 E4Pp2 E7Pp4	E5Pp3	E3Pp3 E5Pp4

TABLE B.1 – Éprouvettes et taux de chargement

Les comportements relevés sont récapitulés dans le tableau suivant :

épreuve	vitesse (mm/s)	comportement
E5Pp1	0.006	lent
E1Pp2	0.01	lent
E2Pp2	0.1	lent
E6Pp4	0.1	lent
E1Pp3	0.5	lent
E6Pp1	0.5	entre 2
E4Pp1	1	entre 2
E1Pp4	1	entre 2
E1Pp1	5	entre 2
E4Pp2	5	rapide
E7Pp4	5	rapide
E5Pp3	50	rapide
E3Pp3	150	rapide
E5Pp4	150	rapide

TABLE B.2 – Zones de stabilité/instabilité

Les résultats d'essai sont présentés sur les courbes suivantes.

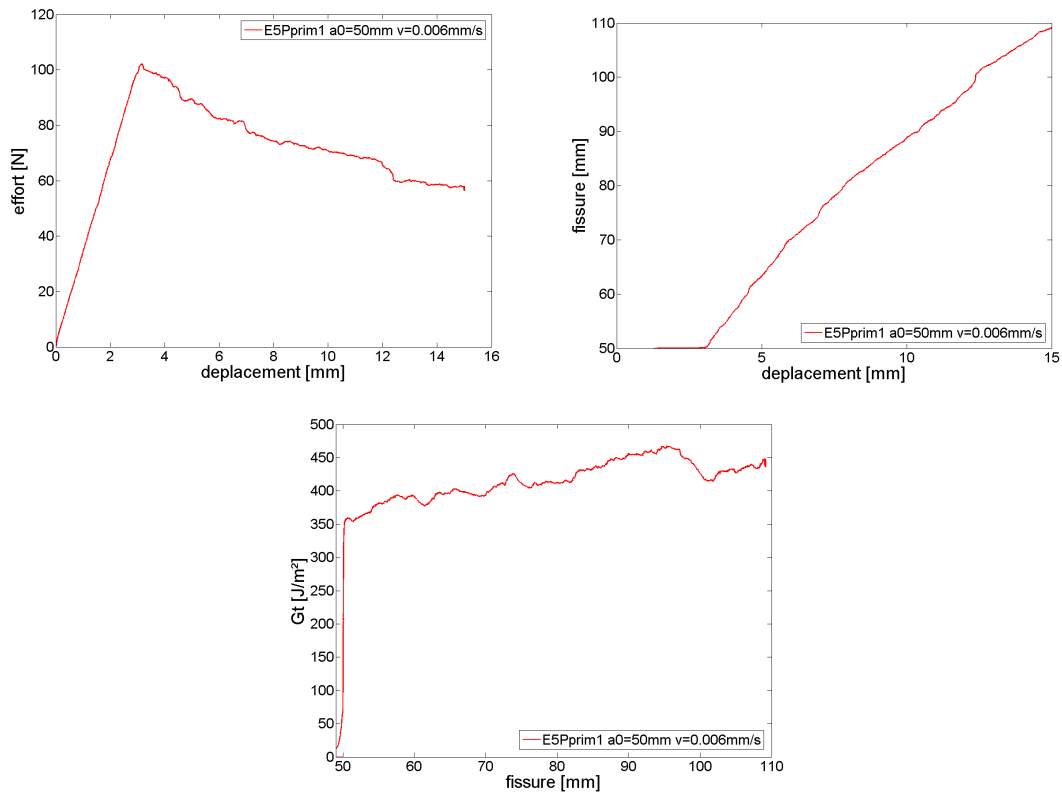


FIGURE B.1 – Vitesse= 0.006 mm/s

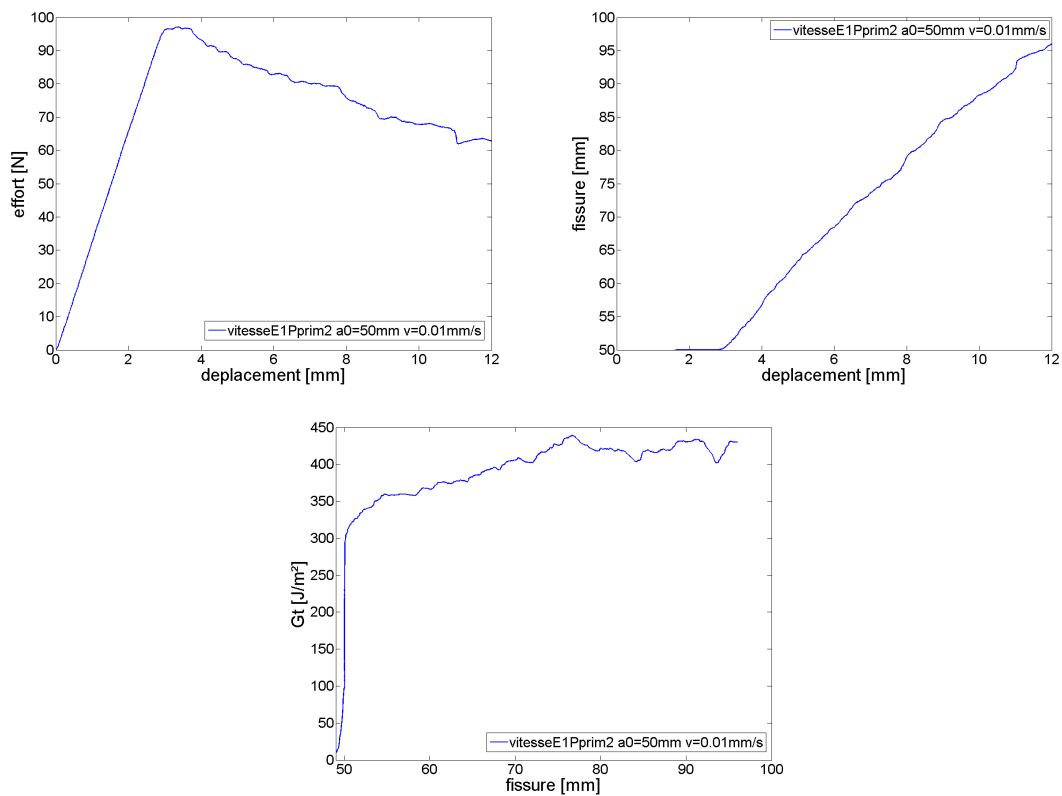


FIGURE B.2 – Vitesse= 0.01 mm/s

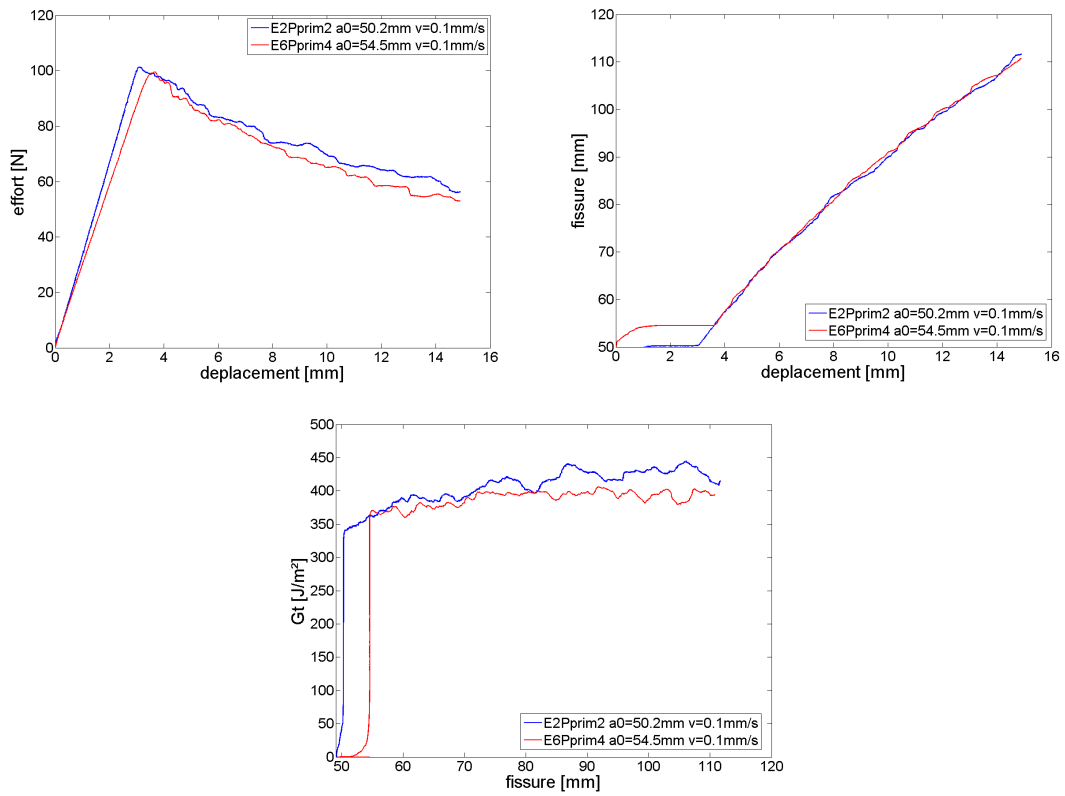


FIGURE B.3 – Vitesse= 0.1 mm/s

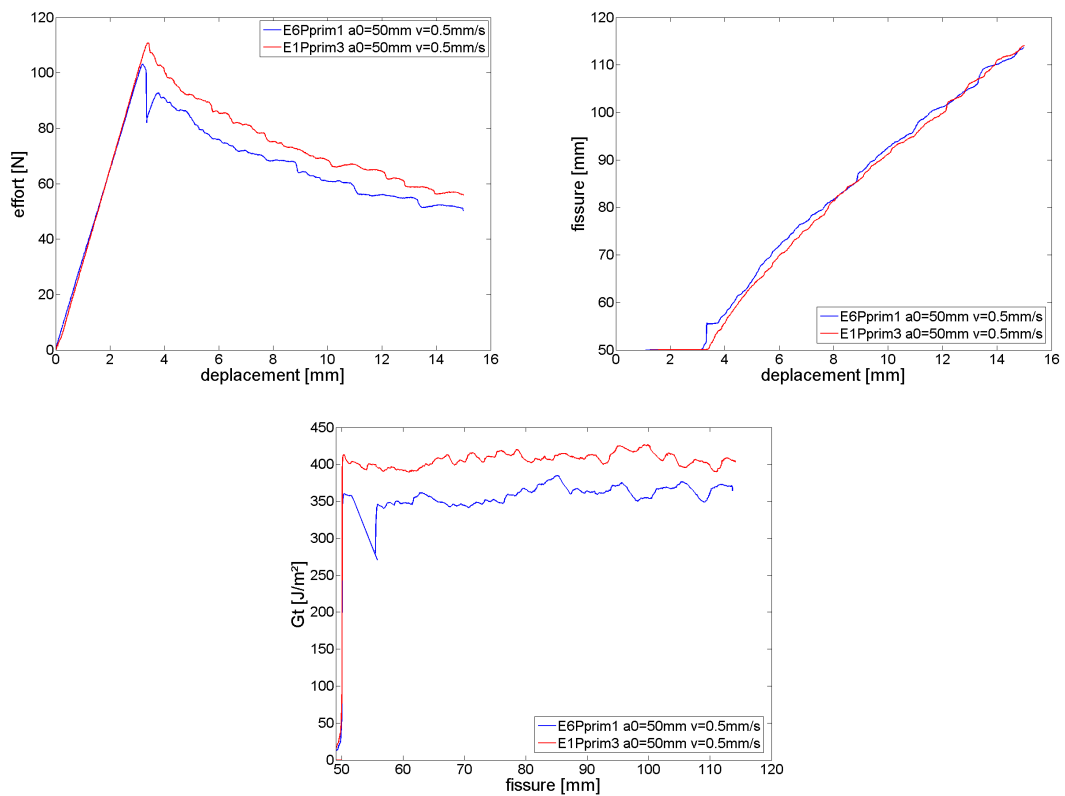


FIGURE B.4 – Vitesse= 0.5 mm/s

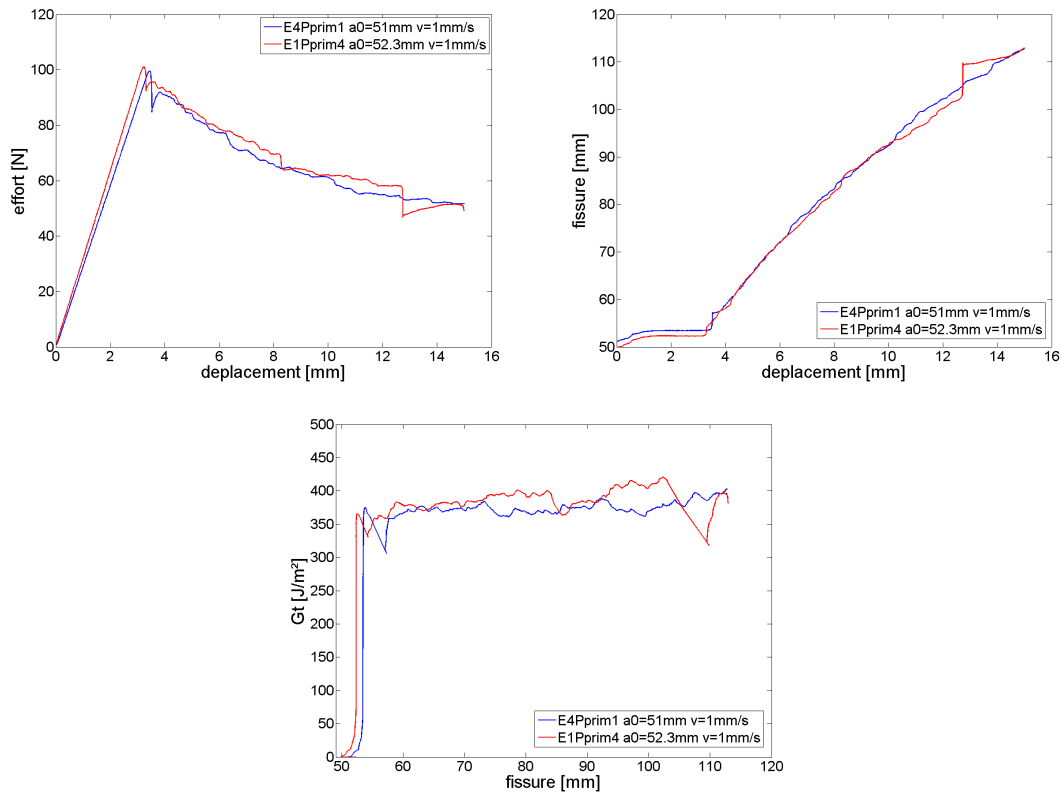


FIGURE B.5 – Vitesse= 1 mm/s

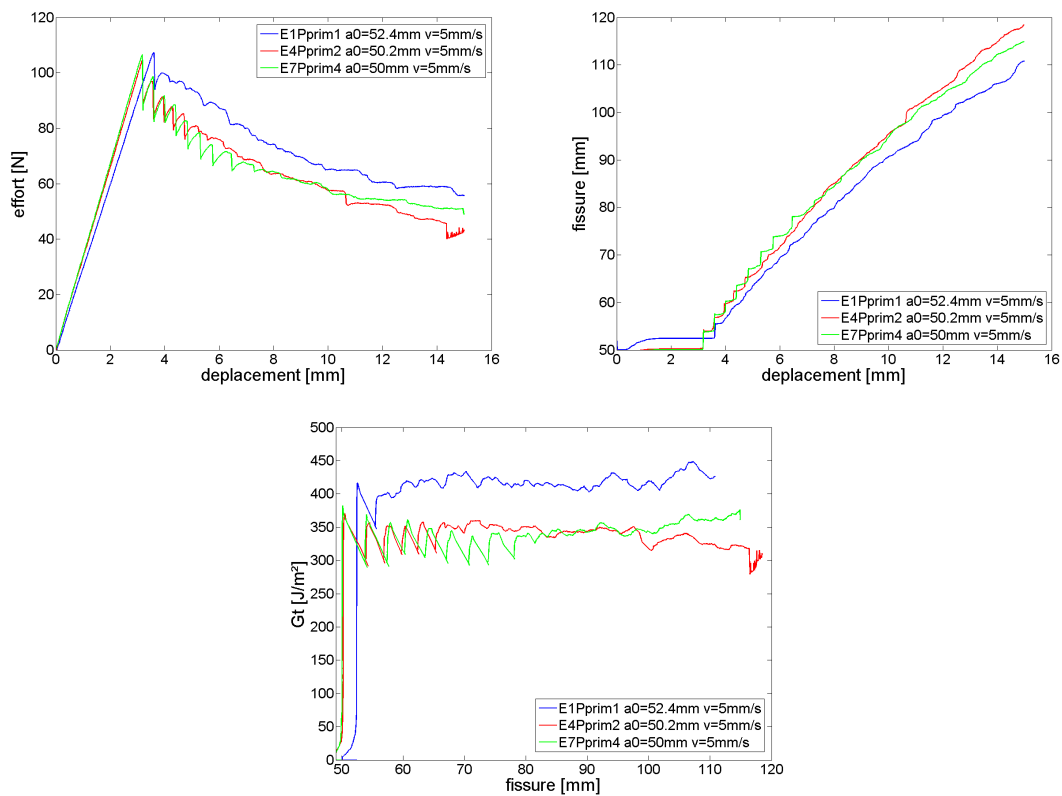


FIGURE B.6 – Vitesse= 5 mm/s

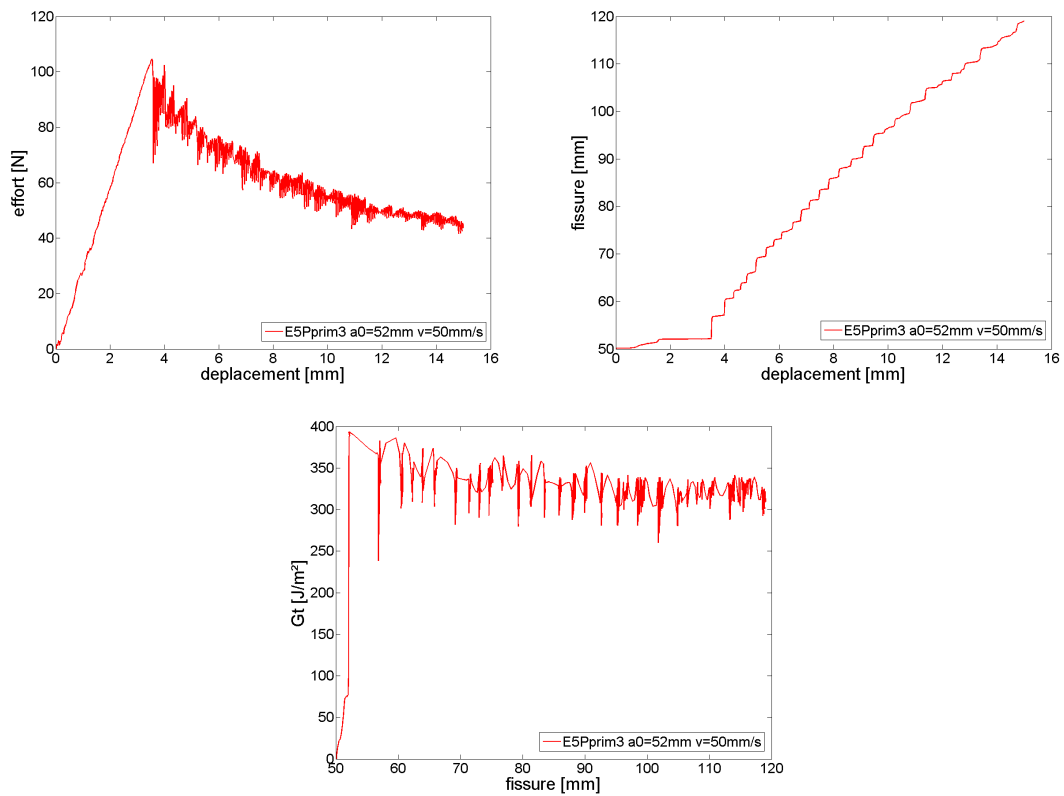


FIGURE B.7 – Vitesse= 50 mm/s

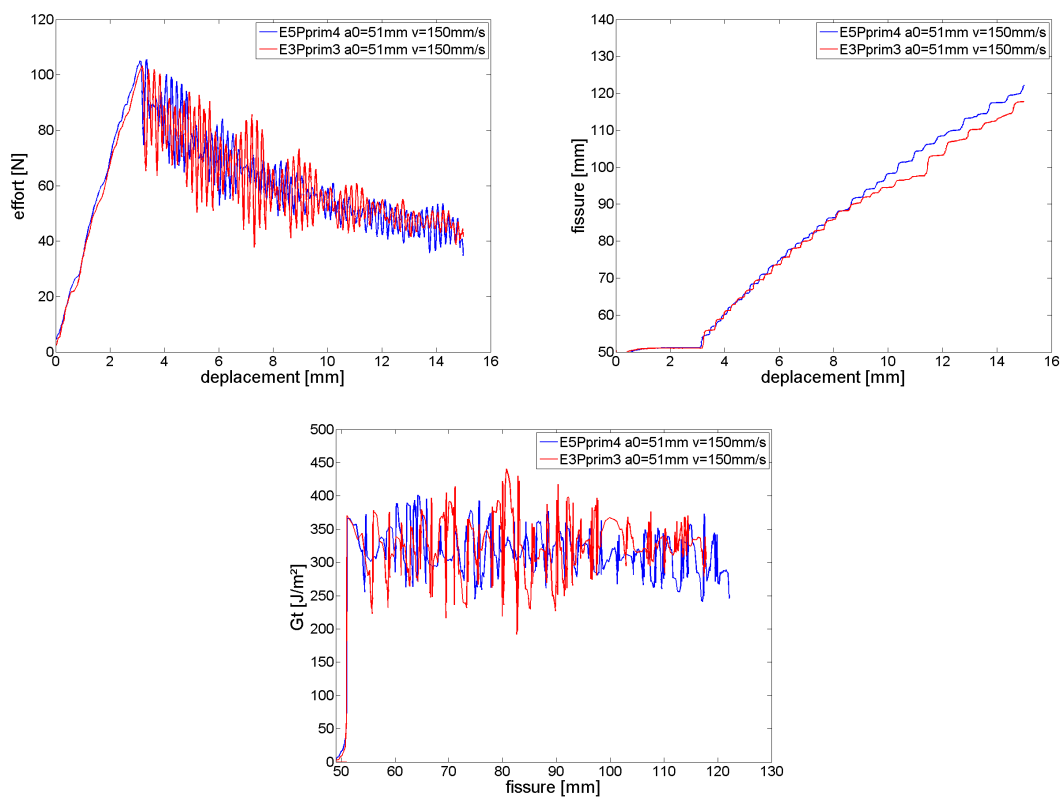


FIGURE B.8 – Vitesse= 150 mm/s

Annexe C

Système d'essai en mode I de fatigue vibratoire

Le système d'essai vibratoire en mode I se comporte comme une machine inertielle de traction-compression (Fig.C.1). L'éprouvette participe par sa raideur à la dynamique du système. Un ressort est monté en parallèle de l'éprouvette pour régler son ouverture initiale et donc le rapport R de chargement. La dynamique du système global est assimilée à celle d'une masse liée au bâti par deux ressorts en parallèle : le premier modélise l'éprouvette, le second est le ressort de réglage.

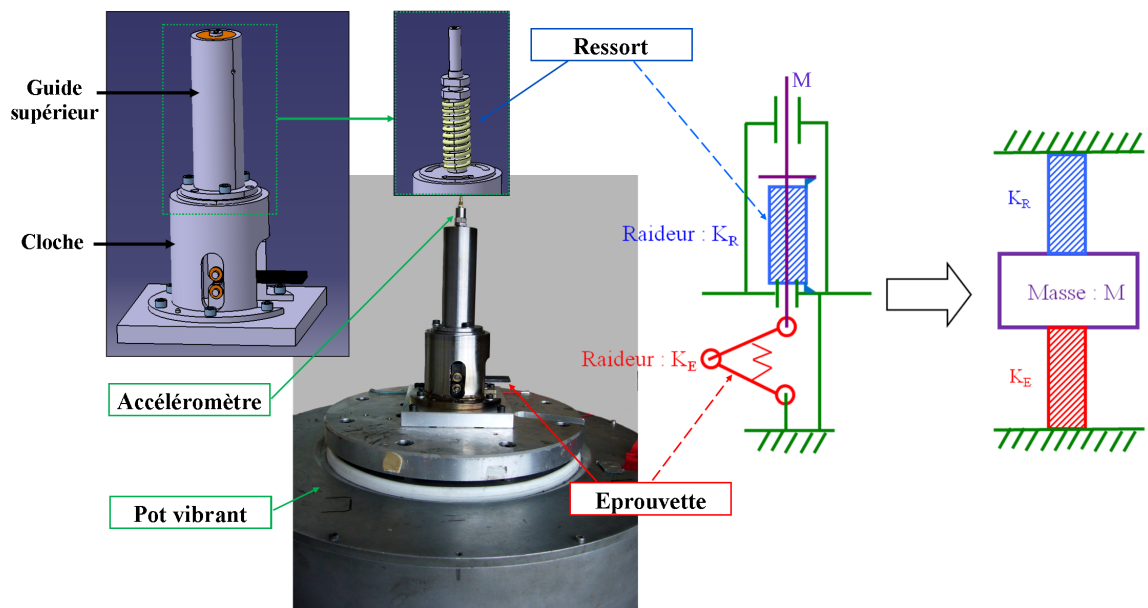


FIGURE C.1 – Principe du système d'essai

Le montage est en grande partie réalisé en acier. La masse participant à la dynamique du système est principalement celle de l'axe (en violet sur la figure C.1). L'axe est guidé en translation en deux points, au niveau de la cloche et du guide supérieur (Fig.C.2).

De par l'utilisation du montage, l'axe va coulisser à haute fréquence dans le guide pour un très grand nombre de cycles. L'acier a été utilisé pour l'axe et le bronze pour les deux points de guidage car c'est un bon couple de matériaux pour le glissement et suffisamment résistant à l'abrasion. Une graisse est ajoutée sur chacun des points de guidage avant l'utilisation du système pour réduire les frottements.

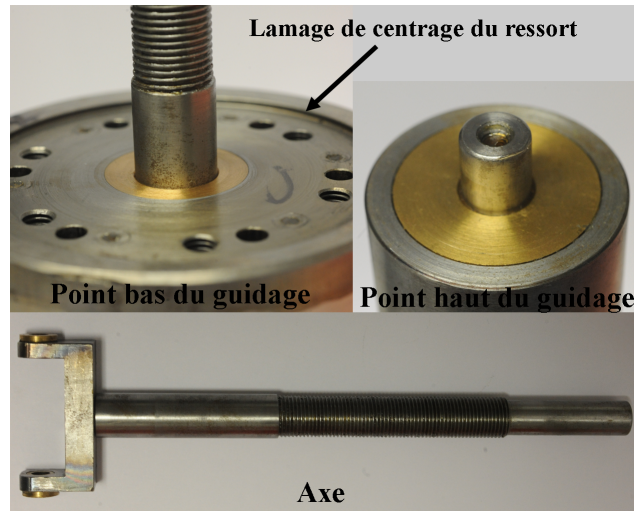


FIGURE C.2 – Guidage de l'axe

Le ressort est monté d'un côté sur une collerette qui est, une fois le système bloqué, solidaire du bâti et de l'autre côté sur un écrou (Fig.C.3). La précharge de l'éprouvette se fait donc par vissage de l'écrou autour de l'axe (fileté sur une partie de sa longueur Fig.C.2). La collerette possède 3 gorges permettant de fixer le ressort en rotation dans toutes les positions possibles autour de l'axe. Une fois la position d'ouverture de l'éprouvette réglée avec le ressort, elle est fixée à l'aide d'un contre-écrou (Fig.C.1).

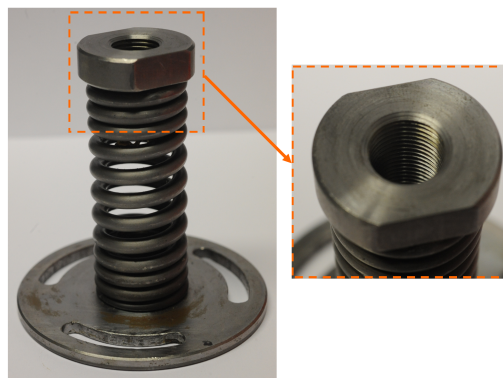


FIGURE C.3 – Fixations ressort

L'alignement entre le bâti, la cloche et le guide supérieur est réalisé par des pions de centrage. Un lamage fraisé sur la cloche sert quant à lui à centrer le bas du ressort (Fig.C.2).

Annexe D

Modélisation numérique

Les modèles d'analyse numérique présentés ci-après sont issus du livre de Batoz et Dhatt [11]. Ils ont servi à la mise en place des modèles numériques utilisés dans la méthode développée dite de "Newton".

D.1 Discrétisation

La structure à modélisée est discrétisée en éléments finis comme par exemple ici en éléments quadrangles de degré 1 (Fig.D.1).

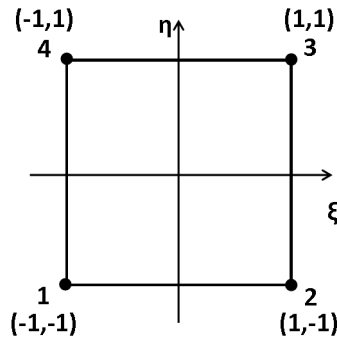


FIGURE D.1 – Élément quadrangle de degré 1

Les matrices de masse $[M]$ et de raideur $[K]$ sont calculées à partir des fonctions d'interpolation de type Lagrange (N_i) qui permettent de relier le champ de déplacement dans l'élément (u_e) aux déplacements des nœuds de l'élément (q) dans le repère de l'élément :

$$u_e = N.q \quad (D.1)$$

$$q = \begin{pmatrix} u_1 & v_1 & u_2 & v_2 & u_3 & v_3 & u_4 & v_4 \end{pmatrix} \quad (D.2)$$

$$N_i = \frac{(1 + \xi \cdot \xi_i) \times (1 + \eta \cdot \eta_i)}{4} \quad (D.3)$$

avec $i = 1 : 4$ le numéro du nœud de l'élément, ξ et η les coordonnées dans le repère de l'élément.

La matrice Jaconienne (J) permet de passer du repère de l'élément au repère global :

$$\begin{pmatrix} x \\ y \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} N_1 & 0 & N_2 & 0 & N_3 & 0 & N_4 & 0 \\ 0 & N_1 & 0 & N_2 & 0 & N_3 & 0 & N_4 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} x_1 \\ y_1 \\ x_2 \\ y_2 \\ x_3 \\ y_3 \\ x_4 \\ y_4 \end{pmatrix} \quad (\text{D.4})$$

$$J = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial \xi} & \frac{\partial y}{\partial \xi} \\ \frac{\partial x}{\partial \eta} & \frac{\partial y}{\partial \eta} \end{bmatrix} \quad (\text{D.5})$$

avec x et y les coordonnées dans le repère global, x_i et y_i celles du nœud i de l'élément. La matrice B lie les déformations (ε) aux déplacements dans le repère global :

$$\varepsilon = B.u \quad (\text{D.6})$$

$$B = \begin{bmatrix} \frac{\partial N_1}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_2}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_3}{\partial x} & 0 & \frac{\partial N_4}{\partial x} & 0 \\ 0 & \frac{\partial N_1}{\partial y} & 0 & \frac{\partial N_2}{\partial y} & 0 & \frac{\partial N_3}{\partial y} & 0 & \frac{\partial N_4}{\partial y} \\ \frac{\partial N_1}{\partial y} & \frac{\partial N_1}{\partial x} & \frac{\partial N_2}{\partial y} & \frac{\partial N_2}{\partial x} & \frac{\partial N_3}{\partial y} & \frac{\partial N_3}{\partial x} & \frac{\partial N_4}{\partial y} & \frac{\partial N_4}{\partial x} \end{bmatrix} \quad (\text{D.7})$$

La matrice d'élasticité du matériau C permet de déduire les contraintes (σ) des déplacements :

$$\sigma = C.B.q \quad (\text{D.8})$$

Dans le cas des déformations planes pour un matériau isotrope :

$$C = \frac{E}{1-\nu^2} \begin{bmatrix} 1 & \nu & 0 \\ \nu & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1-\nu}{2} \end{bmatrix} \quad (\text{D.9})$$

La matrice de rigidité élémentaire ($[k]$) et la matrice de masse élémentaire ($[m]$) s'écrivent alors :

$$[k] = \int_{V_e} [B]^T [C] [B] dV \quad (\text{D.10})$$

$$[m] = \int_{V_e} \rho [N]^T [N] dV \quad (\text{D.11})$$

La méthode de Gauss est une formule d'intégration numérique utilisée pour évaluer les matrices $[k]$ et $[m]$ sous la forme générale suivante :

$$[k] = \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^m \omega_i \omega_j [k(\xi_i, \eta_j)] \quad (\text{D.12})$$

avec n et m le nombre de points d'intégration suivant ξ et η respectivement, ξ_i et η_j la position du point d'intégration et ω_i et ω_j les coefficients de pondération.

Les matrices globales de la structure $[M]$ et $[K]$ sont assemblées par addition des contributions de chaque élément.

D.2 Analyse modale

Une structure en vibration libre est régie par l'équation suivante :

$$[M] \{\ddot{U}(t)\} + [K] \{U(t)\} = \{0\} \quad (\text{D.13})$$

en posant $\{U(t)\} = \{U\} e^{i\omega t}$ l'équation D.13 devient :

$$[K] \{U\} = \lambda [M] \{U\} \quad (\text{D.14})$$

avec $\lambda = \omega^2$

L'analyse modale est donc une résolution linéaire qui permet par la détermination des valeurs propres (λ_i) et des vecteurs propres ($\{U_i\}$) du système D.14 de trouver les fréquences de résonance de la structure (f_i) et les déformées modales associées ($\{D_i\}$) :

$$\begin{aligned} f_i &= \frac{\omega_i}{2\pi} \\ \{D_i\} &= \{U_i\} \end{aligned} \quad (\text{D.15})$$

L'analyse modale est une méthode rapide de résolution vibratoire, mais par essence même elle ne peut pas prendre en compte de non-linéarités. Comme dans le cas des modèles analytiques, il est possible d'utiliser le *modèle libre* ou le *modèle contraint*. Le délaminage est modélisé en doublant les nœuds à l'interface délaminée pour créer une décohésion (Fig.D.2).



FIGURE D.2 – Modélisation du délaminage

Dans le cas du *modèle libre*, l'analyse modale est réalisée dans cette configuration qui autorise l'interpénétration des lèvres du délaminage. Dans le cas du *modèle contraint*, une raideur importante est ajoutée entre les lèvres du délaminage pour empêcher l'ouverture.

D.3 Analyse temporelle

D.3.1 Présentation

Les problèmes dépendant du temps répondent au système dynamique suivant :

$$[M] \{\ddot{U}(t)\} + [C] \{\dot{U}(t)\} + [K] \{U(t)\} = \{F(t)\} \quad (\text{D.16})$$

où $[M]$ est la matrice de masse, $[K]$ la matrice de raideur, $[C]$ la matrice d'amortissement, $\{F(t)\}$ le vecteur des efforts extérieurs et $\{U(t)\}$ le vecteur déplacement, $\{\dot{U}(t)\}$ et $\{\ddot{U}(t)\}$ ses dérivées première et seconde en fonction du temps.

avec les conditions initiales : $\{U(t=0)\} = \{U_0\}$; $\{\dot{U}(t=0)\} = \{\dot{U}_0\}$

Le schéma le plus utilisé est le schéma de Newmark obtenu par les séries de Taylor :

$$\{U_{t+\Delta t}\} = \{U_t\} + \Delta t \{\dot{U}_t\} + \frac{\Delta t^2}{2} \left((1-b) \{\ddot{U}_t\} + b \{\ddot{U}_{t+\Delta t}\} \right) \quad (\text{D.17})$$

$$\{\dot{U}_{t+\Delta t}\} = \{\dot{U}_t\} + \Delta t \left((1-a) \{\ddot{U}_t\} + a \{\ddot{U}_{t+\Delta t}\} \right) \quad (\text{D.18})$$

avec Δt le pas de temps, a et b des constantes.

Il existe deux grandes familles de schémas d'intégration permettant de résoudre ce système : les schémas explicites et les schémas implicites.

Schéma explicite

Le choix de $b = 0$ et $a = \frac{1}{2}$ dans les équations D.17 et D.18 conduit au schéma explicite de différences finies centrées à deux pas :

$$\{\ddot{U}_t\} = \frac{1}{\Delta t^2} (\{U_{t+\Delta t}\} - 2\{U_t\} + \{U_{t-\Delta t}\}) \quad (D.19)$$

$$\{\dot{U}_t\} = \frac{1}{2\Delta t} (\{U_{t+\Delta t}\} - \{U_{t-\Delta t}\}) \quad (D.20)$$

L'algorithme de résolution est le suivant :

– Solution initiale à $t = 0$:

1. connaissant $\{U_0\}$ et $\{\dot{U}_0\}$, $\{\ddot{U}_0\}$ est calculée par l'équation D.16
 2. $\{U_{0-\Delta t}\}$ est déterminé par la formule de Taylor : $\{U_{0-\Delta t}\} = \{U_0\} - \Delta t \{\dot{U}_0\} + \frac{\Delta t^2}{2} \{\ddot{U}_0\}$
- Pour chaque pas de temps $t + \Delta t$:
1. $\{U_{t+\Delta t}\}$ est calculé à partir des valeurs en t et $t - \Delta t$ en remplaçant les équations D.19 et D.20 dans D.16.
 2. $\{\dot{U}_{t+\Delta t}\}$ et $\{\ddot{U}_{t+\Delta t}\}$ sont déterminées par les équations D.19 et D.20.

Le schéma explicite a l'avantage d'être facile à implémenter puisque la solution à l'instant $t + \Delta t$ dépend uniquement des variables connues à l'instant t . Il n'y a pas d'amortissement numérique dû à ce schéma. Les méthodes explicites sont stables si le pas de temps choisi est suffisamment petit. Pour les problèmes non-linéaires, il doit être choisi inférieur au temps nécessaire à la propagation des ondes dans le plus petit élément de la structure modélisée.

Schéma implicite

Le choix de $b = \frac{1}{2}$ et $a = \frac{1}{2}$ dans les équations D.17 et D.18 conduit au schéma implicite classique de Newmark souvent utilisé pour l'analyse dynamique des structures.

L'algorithme de résolution est le suivant :

– Solution initiale à $t = 0$:

1. connaissant $\{U_0\}$ et $\{\dot{U}_0\}$, $\{\ddot{U}_0\}$ est calculée par l'équation D.16
- Pour chaque pas de temps $t + \Delta t$:
1. $\{\ddot{U}_{t+\Delta t}\}$ est calculé en remplaçant les équations D.17 et D.18 dans D.16.
 2. $\{U_{t+\Delta t}\}$ et $\{\dot{U}_{t+\Delta t}\}$ sont ensuite déterminées par les équations D.17 et D.18.

Dans le schéma implicite, la solution à l'instant $t + \Delta t$ dépend donc des variables à t mais aussi de valeurs non connues à $t + \Delta t$.

Dans les problèmes non-linéaires, la matrice $[K]$ varie en fonction des variables à l'instant t , il faut donc l'évaluer avant le calcul de $\{\ddot{U}_{t+\Delta t}\}$ par exemple par la méthode de Newton-Raphson. Pour ce faire, une rigidité équivalente est introduite sous la forme : $[\bar{K}] = [K] + \frac{4}{\Delta t^2} [M] + \frac{2}{\Delta t} [C]$.

L'équation D.16 s'écrit alors après remplacement des équations D.17 et D.18 :

$$[\bar{K}] \{U_{t+\Delta t}\} = \{R_{t+\Delta t}\} \quad (D.21)$$

$\{R_{t+\Delta t}\}$ ne dépend que des variables en t et de $\{F(t + \Delta t)\}$ elle peut donc être calculée. Ainsi, le problème de détermination de $[\bar{K}]$ se ramène donc à un problème statique équivalent. La loi $[\bar{K}(\{U_{t+\Delta t}\})]$ est connue il faut donc évaluer $\{U_{t+\Delta t}\}$.

L'algorithme du calcul (Fig.D.3) : Les conditions initiales de ce problème d'optimisation sont : $U_0 = \{U_t\}$ et $R_0 = \{R_t\}$

La condition finale est $R_f = \{R_{t+\Delta t}\}$ qui est connue.

$\bar{K}_0 = \frac{R_0}{U_0} = \frac{R_f - R_{i-1}}{U_i - U_{i-1}}$ ainsi, U_i est calculé par $U_i = U_{i-1} + \frac{R_f - R_{i-1}}{\bar{K}_0}$ et $R_i = \bar{K}(U_i) \cdot U_i$ ceci est réitéré jusqu'à ce que $|R_f - R_i| < \varepsilon$

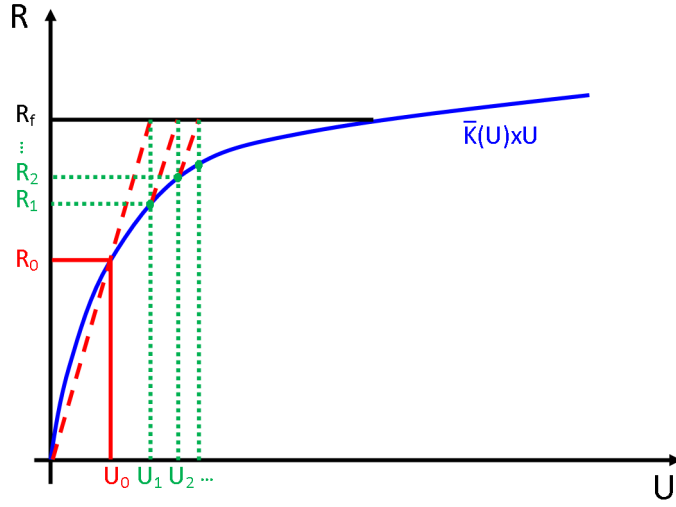


FIGURE D.3 – Newton-Raphson initiale

Le schéma implicite classique de Newmark est stable et ne présente pas d'amortissement numérique ($a = b = \frac{1}{2}$). Il est possible d'introduire un amortissement numérique en prenant $a > \frac{1}{2}$ et $b = \frac{1}{2} \left(a + \frac{1}{2}\right)^2$ pour assurer la stabilité. Avec ces conditions de stabilité, le pas de temps utilisé peut-être bien plus élevé que celui du schéma explicite pour le même problème modélisé. Mais, pour les calculs non-linéaires les schémas implicites sont plus coûteux que les schémas explicites car ils nécessitent l'utilisation d'un algorithme pour évaluer la matrice de raideur.

D.3.2 Gestion du contact

Ces schémas numériques permettent la modélisation de problèmes non linéaires et notamment la prise en compte du contact dans une structure pendant sa sollicitation.

Il existe deux grandes familles de gestion de contact : la méthode des multiplicateurs de Lagrange et la méthode de pénalité. Celles-ci vont être explicitées sur un modèle masse-ressort 1D (Fig.D.4) [92].

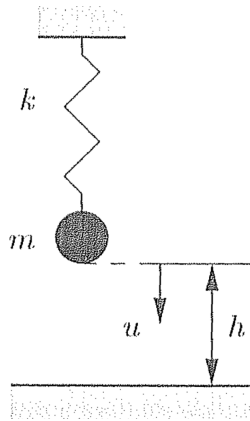


FIGURE D.4 – Modèle de contact masse-ressort [92]

Le problème de contact est formulé de façon variationnelle :

L'énergie du système s'écrit :

$$\Pi(u) = \frac{1}{2}ku^2 - mgu \quad (\text{D.22})$$

L'extrémum de D.22 est déterminé par variation :

$$\delta\Pi(u) = k.u.\delta u - mg.\delta u = 0 \quad (\text{D.23})$$

De par la seconde variation de D.22, l'extrémum est un minimum à $u = \frac{mg}{k}$.

Du fait de l'existence d'une surface rigide à la distance h de la position d'équilibre de la masse, il y a une restriction à l'évolution de son déplacement :

$$c(u) = h - u \geq 0 \quad (\text{D.24})$$

Lorsque la masse arrive au contact de la surface, une force de réaction de compression s'applique à celle-ci ($f_R \leq 0$).

Deux cas peuvent arriver :

- La raideur du ressort est suffisamment importante pour empêcher que la masse rencontre la surface : $c(u) > 0$ et $f_R = 0$.
- La masse vient au contact de la surface : $c(u) = 0$ et $f_R < 0$.

Méthode des multiplicateurs de Lagrange (Fig.D.5)

Le problème de contact peut être résolu par la méthode des multiplicateurs de Lagrange. Si la condition de contact est remplie, un terme est ajouté à l'énergie du système :

$$\Pi(u, \lambda) = \frac{1}{2}ku^2 - mgu + \lambda c(u) \quad (\text{D.25})$$

ici λ est équivalent à f_R .

La variation de cette équation donne :

$$k.u.\delta u - mg.\delta u - \lambda\delta u = 0 \quad (\text{D.26})$$

Remarque :

$c(u).\delta\lambda = 0$ pour satisfaire $u = h$ pendant le contact (Eq.D.24).

Le multiplicateur de Lagrange λ peut donc être déduit de l'équation D.26 :

$$\lambda = kh - mg = f_R \quad (\text{D.27})$$

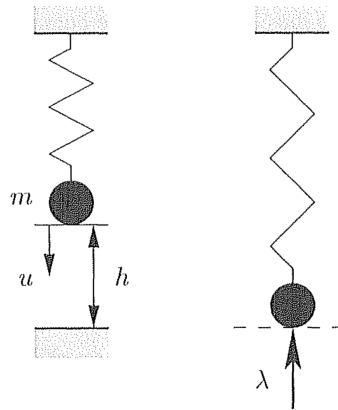


FIGURE D.5 – Méthode des multiplicateurs de Lagrange [92]

Méthode de pénalité (Fig.D.6)

Dans cette méthode, un paramètre de pénalité (ϵ) est ajouté. Il peut être interprété comme une raideur de contact entre la masse et la surface rigide :

$$\Pi(u) = \frac{1}{2}ku^2 - mgu + \frac{1}{2}\epsilon[c(u)]^2 \quad (\text{D.28})$$

avec $\epsilon > 0$.

Ainsi, la variation de l'équation donne :

$$k.u.\delta u - mg.\delta u - \epsilon.c(u).\delta u = 0 \quad (\text{D.29})$$

La solution est donc :

$$k.u.\delta u - mg.\delta u - \epsilon.c(u).\delta u = 0 \quad (\text{D.30})$$

en utilisant l'expression D.24 :

$$u = \frac{mg + \epsilon h}{\epsilon + k} \quad (\text{D.31})$$

Ainsi,

$$c(u) = h - u = \frac{kh - mg}{\epsilon + k} \quad (\text{D.32})$$

Remarque :

si $mg > kh$ il y a pénétration de la masse dans la surface rigide (compression du ressort Fig.D.6).

La pénétration dépend du paramètre de pénalité ϵ :

- si $\epsilon = \infty$ la rigidité du contact est telle qu'il n'y a quasiment pas de pénétration,
- si $\epsilon = 0$ il n'y a pas de contact.

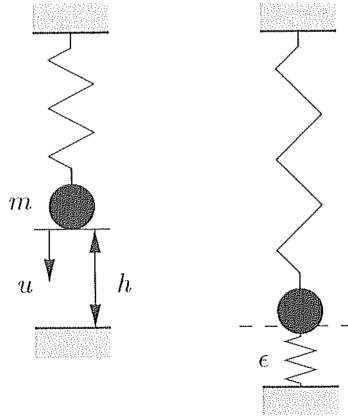


FIGURE D.6 – Méthode de pénalité [92]

La méthode des multiplicateurs de Lagrange représente précisément le contact, mais introduit des nouvelles variables dans le système. Tandis que la méthode de pénalité implique des pénétrations non physiques, mais n'ajoute pas de variables supplémentaires.

Annexe E

Déformée modale des poutres délaminées sur leur mode fondamental

Cette Annexe présente les déformées modales obtenues par les méthodes de Chung-Hulbert et de Newton sur les essais de poutres délaminées réalisés par Shen et al. [74].

Les éprouvettes de dimensions $127 \times 12.7 \times 1.1 \text{ mm}^3$ sont constituées de 8 plis de T300/934 agencés selon le drapage $[0/90]_{2s}$. 16 configurations d'éprouvettes sont testées relativement à la longueur du délaminage et à sa position dans l'épaisseur. Le délaminage centré à mi-longueur mesure de 20% à 80% de la longueur de la poutre. Les dénominations des interfaces et des dimensions du délaminage sont récapitulées par le tableau et le schéma suivant (Fig.E.1 et Tab.E.1) :

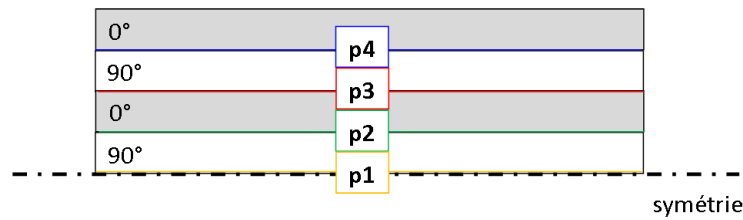


FIGURE E.1 – Position du délaminage

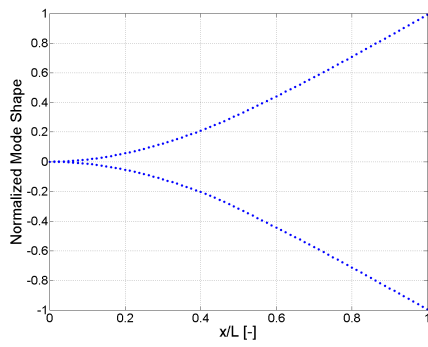
Nom de la configuration	t1	t2	t3	t4
Taille de délaminage relativement à l'éprouvette	20%	40%	60%	80%

TABLE E.1 – Longueur de délaminage

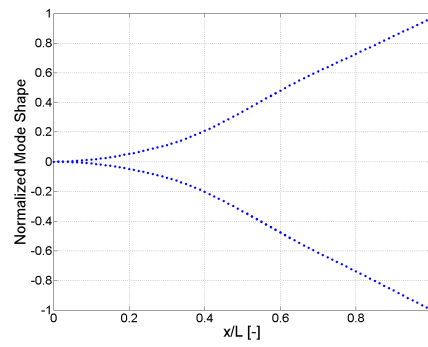
Le matériau utilisé pour la fabrication des éprouvettes a pour propriétés :

El [Mpa]	Et [Mpa]	Glt [Mpa]	ν_{lt}	ν_{tt}	$\rho [kg/m^3]$
134500	10500	5000	0.33	0.4	1480

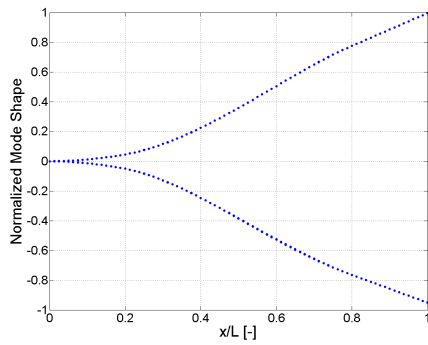
TABLE E.2 – Propriétés matériau T300/934



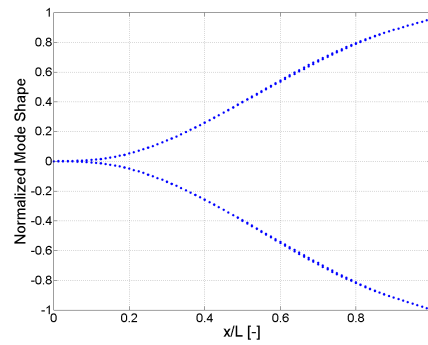
(a) Longueur de délaminage t1



(b) Longueur de délaminage t2

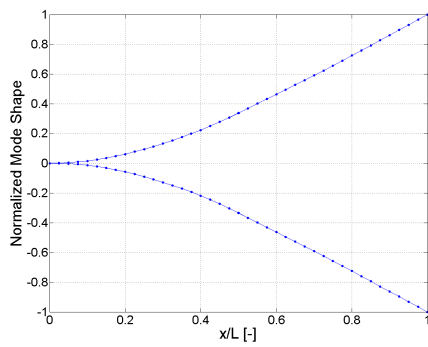


(c) Longueur de délaminage t3

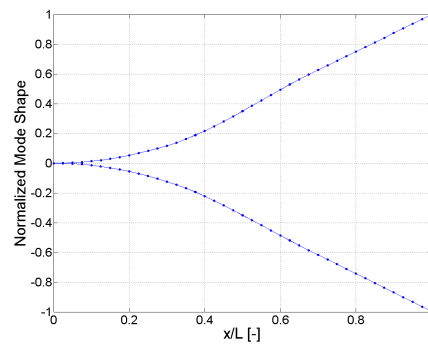


(d) Longueur de délaminage t4

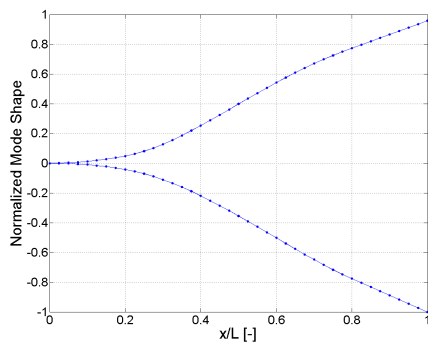
FIGURE E.2 – Modèle Chung-Hulbert : Déformées position p1



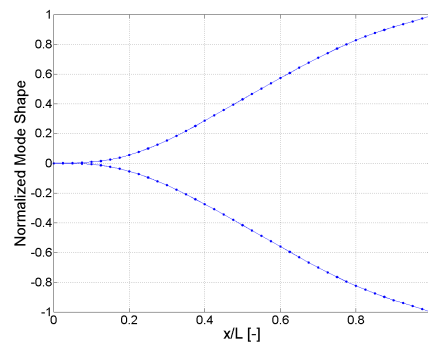
(a) Longueur de délaminage t1



(b) Longueur de délaminage t2

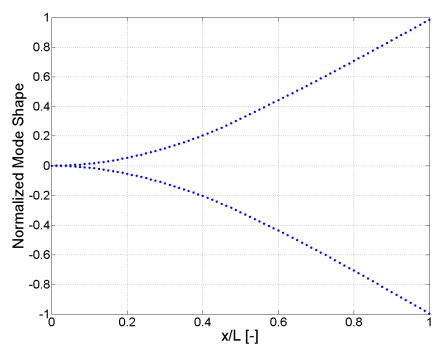


(c) Longueur de délaminage t3

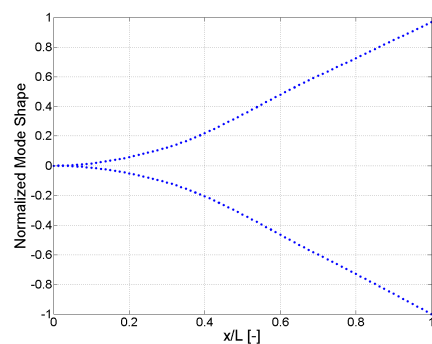


(d) Longueur de délaminage t4

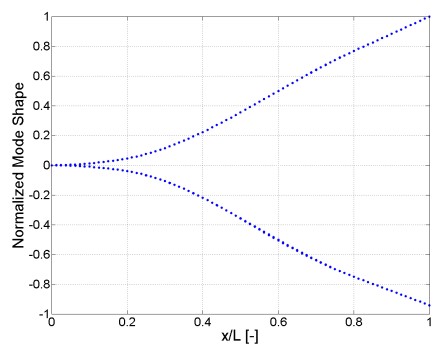
FIGURE E.3 – Modèle Newton : Déformées position p1



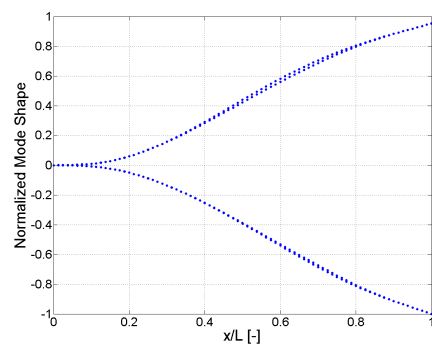
(a) Longueur de délaminage t1



(b) Longueur de délaminage t2

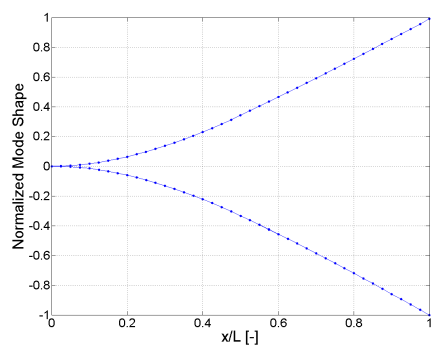


(c) Longueur de délaminage t3

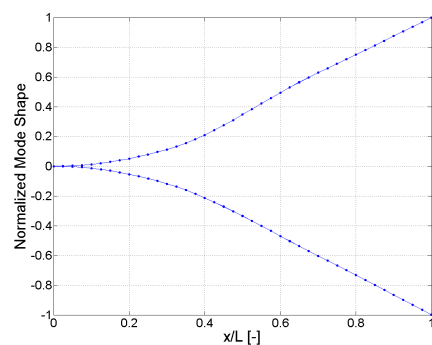


(d) Longueur de délaminage t4

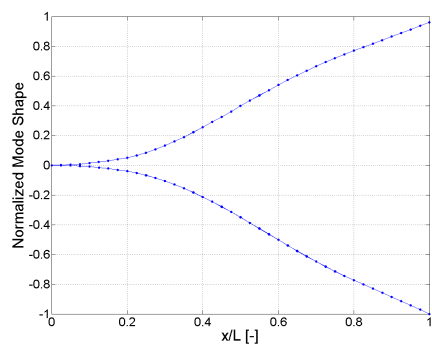
FIGURE E.4 – Modèle Chung-Hulbert : Déformées position p2



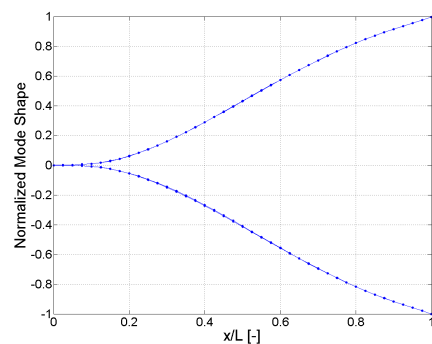
(a) Longueur de délaminage t1



(b) Longueur de délaminage t2

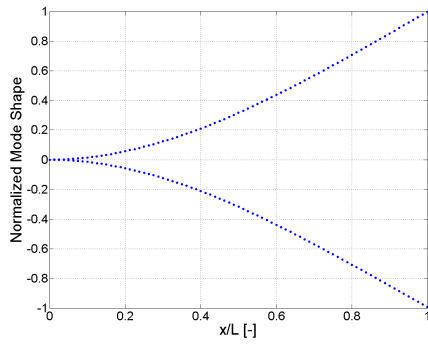


(c) Longueur de délaminage t3

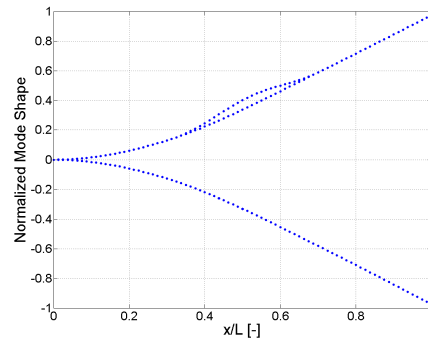


(d) Longueur de délaminage t4

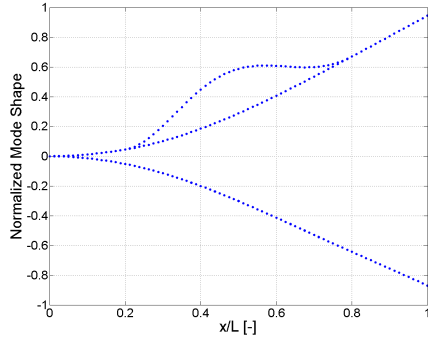
FIGURE E.5 – Modèle Newton : Déformées position p2



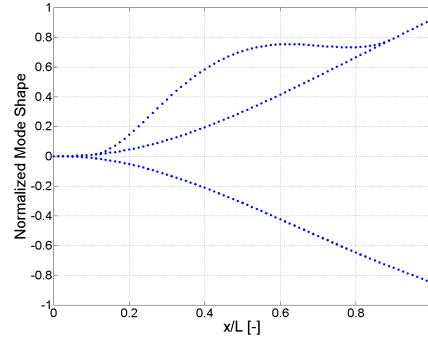
(a) Longueur de délaminage t1



(b) Longueur de délaminage t2

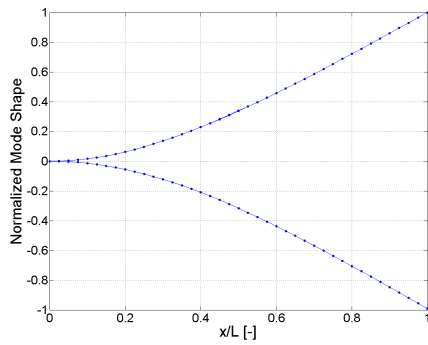


(c) Longueur de délaminage t3

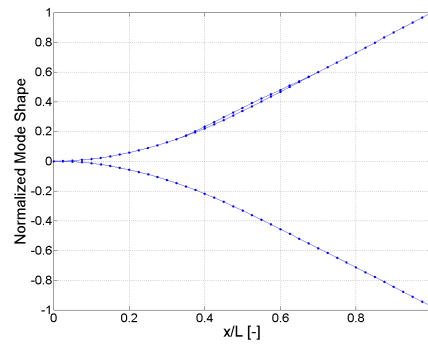


(d) Longueur de délaminage t4

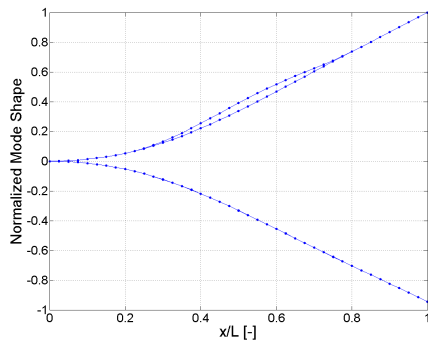
FIGURE E.6 – Modèle Chung-Hulbert : Déformées position p3



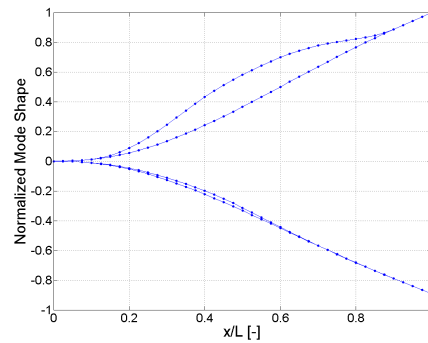
(a) Longueur de délaminage t1



(b) Longueur de délaminage t2

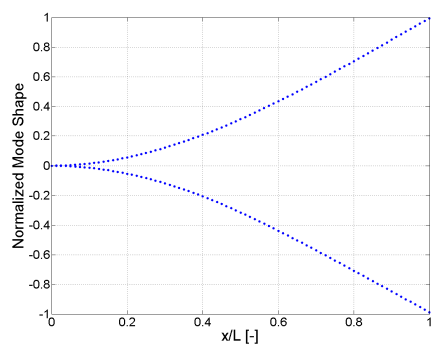


(c) Longueur de délaminage t3

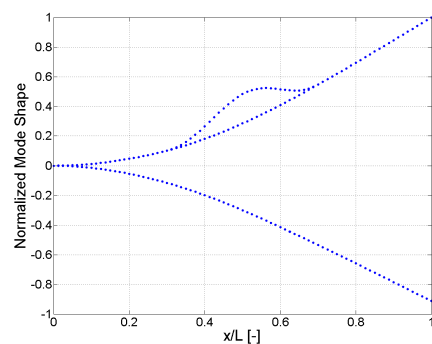


(d) Longueur de délaminage t4

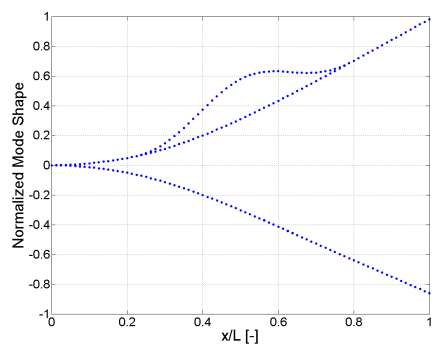
FIGURE E.7 – Modèle Newton : Déformées position p3



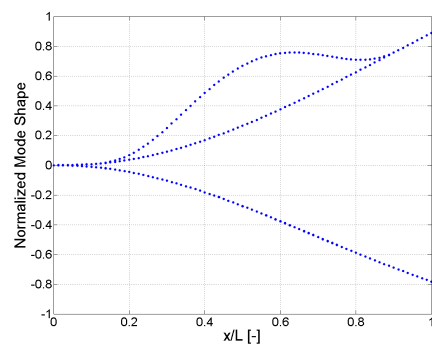
(a) Longueur de délaminage t1



(b) Longueur de délaminage t2

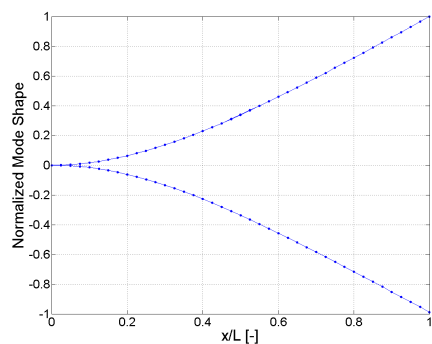


(c) Longueur de délaminage t3

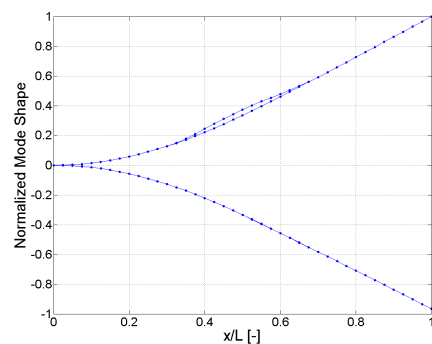


(d) Longueur de délaminage t4

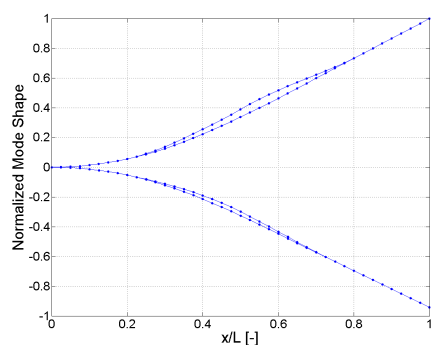
FIGURE E.8 – Modèle Chung-Hulbert : Déformées position p4



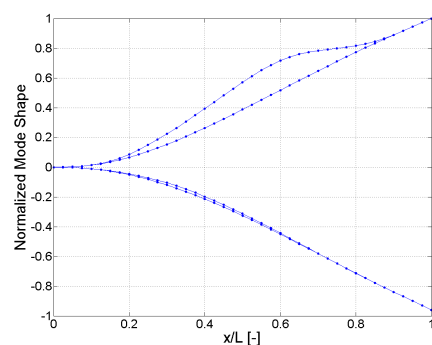
(a) Longueur de délaminage t1



(b) Longueur de délaminage t2



(c) Longueur de délaminage t3



(d) Longueur de délaminage t4

FIGURE E.9 – Modèle Newton : Déformées position p4

Résumé

Dans le domaine aéronautique les structures sont soumises à de la fatigue sonique due aux phénomènes aéro-acoustiques. Le dimensionnement statique actuel des avions composites couvre les cas de charge en fatigue. Mais avec le besoin de toujours plus réduire la masse de l'avion et l'augmentation des connaissances dans le comportement matériau, les marges statiques vont être réduites dans un futur proche et la propagation par fatigue deviendra un enjeu majeur. Il sera donc nécessaire d'évaluer la possibilité de propagation d'un délaminage dû à une erreur de fabrication ou un impact dans une structure composite.

Dans ce contexte, une méthode a été proposée pour étudier la propagation de délaminage sous chargement vibratoire. Tout d'abord, des essais de caractérisation de la propagation de délaminage sous chargement vibratoire ont été mis en place et validés pour les deux principaux modes de rupture. Les effets induits par la fréquence élevée de sollicitation, auto-échauffement induit et vitesse de chargement élevée, ont été pris en compte dans la mise au point et le traitement de ces essais. Ensuite, des outils numériques ont été développés pour permettre la simulation d'une structure délaminée sous chargement vibratoire et l'étude de la propagation du délaminage. A l'aide des approches expérimentales et numériques mises en place et des données matériau identifiées, l'analyse a pu être conduite sur un cas réel de structure aéronautique. Un essai de fatigue vibratoire sur une structure de reprise de plis a ainsi été réalisé. L'évolution du délaminage pendant l'essai est représenté de façon satisfaisante par le modèle numérique.

Mots-clés : Matériau composite ; Fatigue vibratoire ; Délaminage ; Propagation

Abstract

Because of their lightness, stress adaptive design and strong stiffness, composite materials are more and more used in aeronautics. Aeronautical structures are submitted to vibrations during their service life due to aerodynamic turbulent flow around the structure. The current static design of composite aircraft covers fatigue loading cases. But with the need to more and more lighten the structure, and the knowledge increase in material behavior, the static reserve factors will be reduced in the near future and sonic fatigue will become a major issue. It will be necessary to evaluate the possibility of a delamination propagation in a composite structure due to a manufacturing error or to an impact.

In this context, a method has been proposed to study the propagation of a delamination under vibratory loading. Firstly, tests to characterize the propagation of delamination under vibration loading have been developed and validated for the two main failure modes. The effects induced by the high frequency loading, self-heat generation and high speed loading, were considered in the elaboration of these tests and in the data reduction. Then, numerical tools have been developed to allow the simulation of a delaminated structure under vibratory loading in order to study the delamination propagation. Using experimental and numerical approaches and the material data identified, the analysis could be conducted on a real case of aircraft structure. A vibration fatigue test on a ply-drop structure has been achieved. The evolution of delamination during the test is adequately modeled by the numerical model.

Key words : Composite material ; Vibratory fatigue ; Delamination ; Propagation